



Universidad
Carlos III de Madrid

Departamento de Mecánica de Medios Continuos
y Teoría de Estructuras

PROYECTO FIN DE CARRERA

OPTIMIZACIÓN MEDIANTE SIMULACIÓN NUMÉRICA DE PROTECCIONES LIGERAS FRENTE A IMPACTO

Autor: Javier Colorado Rodríguez

Tutor: Marcos Rodríguez Millán

Leganés, julio de 2011

Título: Optimización mediante simulación numérica de protecciones ligeras
frente a impacto

Autor: Javier Colorado Rodríguez

Director: Marcos Rodríguez Millán

EL TRIBUNAL

Presidente: _____

Vocal: _____

Secretario: _____

Realizado el acto de defensa y lectura del Proyecto Fin de Carrera el día ____ de _____
de 20__ en Leganés, en la Escuela Politécnica Superior de la Universidad Carlos III de
Madrid, acuerda otorgarle la CALIFICACIÓN de

VOCAL

SECRETARIO

PRESIDENTE

Agradecimientos

Agradezco en primer lugar a mis padres y mi hermano el apoyo durante estos años de estudio. También agradecer a los amigos y compañeros de estos años en la Universidad los buenos momentos pasados.

Debo agradecer al tutor de este proyecto, Marcos Rodríguez Millán, los consejos y la ayuda para completar el trabajo de elaboración del proyecto que aquí se expone.

Por último agradecer a todos los profesores que he encontrado durante mis estudios en la Universidad Carlos III, que han contribuido en mayor o menor medida a formarme como ingeniero industrial.

Resumen

En este documento se presentan los resultados de simulaciones realizadas con Autodyn del impacto balístico sobre un panel de Kevlar. Se realiza una simulación con un proyectil FSP de 1,1 gramos a velocidad de límite balístico según lo publicado por Tham (610 m/s) para un panel de 9,5 mm de espesor. Se compara con los resultados y observaciones de deformación y fallo publicados, con varias similitudes. Se incluye un pequeño análisis del comportamiento del modelo ante velocidades del proyectil alejadas del límite balístico (200 m/s y 1000 m/s). Se comparan también simulaciones con distintos espesores de placa (2,4 mm, 5 mm y 8 mm) con el modelo analítico de Walker, y con los datos experimentales de Silva (en el caso de espesor 2,4 mm), encontrándose algunas discrepancias importantes. Se muestran también las diferencias observadas en simulaciones realizadas con proyectiles de distintas geometrías: cilindro, punta cónica, punta hemisférica. Los distintos proyectiles conservan la misma masa y diámetro del proyectil FSP e impactan el laminado con la misma velocidad (610 m/s) para realizar la comparación.

Palabras clave: Autodyn; Límite balístico; Impacto; Material compuesto; Kevlar; Laminado; Elementos finitos.

Abstract

This paper presents the results from Autodyn simulations on the ballistic impact of a Kevlar panel. A simulation is performed using 1.1 gram FSP at the ballistic limit velocity, according to the paper published by Tham (610 m/s), for a 9.5 mm thick panel. The results obtained are compared to results and observations of deformation and failure published, with many similarities. It is included a brief analysis of model performance at projectile speeds far from the ballistic limit (200 m/s and 1000 m/s). Simulations with different thicknesses of the plate (2.4 mm, 5 mm and 8 mm) are also compared to the analytical model by Walker, and with the experimental results obtained by Silva (for the 2.4 mm thick panel). There are some serious differences between simulations and the data from Walker and Silva. Some simulations with different projectile geometry are presented: cylinder, conical tip and hemispherical tip. The different projectiles have the same mass and diameter of the FSP, and impact the laminate with the same velocity (610 m/s), in order to make possible the comparison of the results.

Keywords: Autodyn; Ballistic limit; Impact; Composite materials; Kevlar; Laminate; Finite elements.

Índice general

1. INTRODUCCIÓN Y OBJETIVOS	1
1.1 Introducción.....	1
1.2 Objetivos	2
1.3 Estructura.....	3
2. ANTECEDENTES	4
2.1 Introducción.....	4
2.1.1 Límite balístico	5
2.2 Materiales utilizados para protecciones balísticas ligeras	5
2.2.1 Fibras de altas prestaciones	5
2.2.2 Tejidos	8
2.2.3 Resinas.....	10
2.3 Parámetros que influyen en el impacto balístico.....	11
2.3.1 Propiedades del material	11
2.3.2 Características dimensionales del objetivo.....	13
2.3.3 Características del proyectil	14

2.4 Teorías de fallo para materiales compuestos.....	17
2.4.1 Fallo en el plano de la lámina.....	17
2.4.2 Fallo tridimensional.....	18
2.5 Mecanismos de penetración en laminados compuestos	19
2.6 Mecanismos de absorción de energía.....	22
2.6.1 Diferenciación propuesta por Naik, Shirao y Reddy	22
2.6.2 Otras diferenciaciones	25
2.7 Modelos analíticos de predicción del límite balístico	25
2.7.1 Modelo de Walker para tejido y efecto de la resina	25
2.7.2 Modelo de Van Gorp	29
2.7.3 Modelo de Wen	30
2.7.4 Modelo de Naik y Shirao	33
2.7.5 Relación entre los parámetros de Cunniff para protecciones de tejido por Porwal y Phoenix	36
3. SIMULACIÓN NUMÉRICA DE IMPACTO.....	39
3.1 Introducción.....	39
3.2 Simulación numérica de problemas dinámicos	40
3.2.1 Modelado con hidrocódigos	40
3.2.2 Discretización	41
3.2.3 Descripciones del mallado.....	42
3.2.4 Requisitos del esquema utilizado	44
3.3 Modelo de material polimérico reforzado por fibra	45
3.3.1 Ecuación de estado	47
3.3.2 Modelo de fallo	50
3.4 Ensayos para la caracterización de un material ortotrópico	51
3.4.1 Propiedades direccionales	51
3.4.2 Propiedades de ecuación de estado	52
3.4.3 Delaminación.....	53
4. RESULTADOS.....	55
4.1 Introducción.....	55
4.2 Modelado en elementos finitos.....	56
4.2.1 Partes	56
4.2.2 Simplificaciones	57
4.2.3 Propiedades de los materiales.....	58
4.2.4 Mallado.....	60
4.2.5 Parámetros de la simulación.....	63
4.3 Validación y análisis de sensibilidad.....	64

4.3.1 Validación	64
4.3.2 Análisis del daño	66
4.3.3 Análisis de sensibilidad del mallado	71
4.4 Comparación de resultados con datos experimentales y modelos	75
4.4.1 Comparación de los modelos de predicción del límite balístico	75
4.4.2 Simulaciones realizadas con distinto espesor.....	78
4.5 Simulaciones con distintos proyectiles.....	83
4.5.1 Resultado de las simulaciones con distinto proyectil.....	83
4.5.2 Comparación de los distintos proyectiles.....	86
5. CONCLUSIONES Y DESARROLLOS FUTUROS	89
5.1 Conclusiones	89
5.2 Desarrollos futuros	90
6. ANEXO: GUÍA DE USO DE AUTODYN PARA SIMULACIONES DE IMPACTO	92
6.1 Introducción.....	92
6.2 Preparación de la geometría	93
6.2.1 Modelado de las piezas.....	93
6.2.2 Mallado de las piezas	93
6.3 Simulación en Autodyn.....	95
6.3.1 Ajustes iniciales de la simulación	97
6.3.2 Materiales	98
6.3.3 Condiciones iniciales.....	99
6.3.4 Condiciones de contorno	100
6.3.5 Partes	101
6.3.6 Interacción	103
6.3.7 Controles y archivos de salida.....	105
6.3.8 Visualización de resultados	106

Índice de figuras

Figura 1. Estructura cristalina de la fibrilla de aramida [2].	6
Figura 2. Estructura interna de las fibras de HMPE [2].	7
Figura 3. Algunos tipos de tejido: a) Tafetán b) Sarga c) Satén d) Esterilla [3].	9
Figura 4. Curvas tensión-deformación de Kevlar 49 a distintas velocidades de deformación [7].	12
Figura 5. Curvas fuerza-desplazamiento para distintos penetradores en fibra de carbono [16].	15
Figura 6. Tipo de daño producido según la velocidad del proyectil [2].	16
Figura 7. Mecanismos de fallo en materiales compuestos laminados [21].	19
Figura 8. Secuencia de aparición de los mecanismos de fallo [21].	20
Figura 9. Avance del material aplastado frente al proyectil [5].	20
Figura 10. Esquema del daño producido en el laminado según la zona del espesor [3]. ..	21
Figura 11. Distribución del daño en (a) poco espesor y (b) gran espesor [24].	21
Figura 12. Formación del cono y distribución de tensiones en el laminado [27].	23
Figura 13: Geometría de la deformación de la placa durante el impacto [33].	26

Figura 14. Curvas del límite balístico para casos experimentales y predicciones según las ecuaciones anteriores [33].	29
Figura 15. Geometría del proyectil (a), posibles fases de la penetración: $P \leq LN - LT$ (b) y $P > LN - LT$ (c) [40].	31
Figura 16. Ensayo para obtener propiedades a cortadura fuera del plano [49].	52
Figura 17. (a) Esquema del ensayo inverse flyer plate test y (b) detalle del impacto [3].	53
Figura 18. Esquema del recorrido de las ondas de tensión en el ensayo IFPT [49].	53
Figura 19. Modos de delaminación.	54
Figura 20. Probeta para el ensayo de delaminación de doble entalla [49].	54
Figura 21. Ensayo de flexión con fisura en el extremo [49].	54
Figura 22. Esquema y dimensiones del proyectil FSP en milímetros.	56
Figura 23. Mallado de los cuatro tipos de proyectil utilizados.	61
Figura 24. Ejemplo de deformación anormal en la transición del mallado.	62
Figura 25. Aspecto de la malla en la zona central de la placa.	63
Figura 26. Curva de velocidad de la simulación con elementos de 0,5 mm.	65
Figura 27. Curva de velocidad residual frente a velocidad de impacto para proyectil $d=7,5$ mm $m= 12,5$ g, con un laminado de 10 capas de Kevlar [41].	65
Figura 28. Estado final del material en simulación con elementos de 0,5 mm.	66
Figura 29. Distinto daño producido por el proyectil FSP [58].	66
Figura 30. Comparación del daño producido por el proyectil FSP en las dos direcciones.	67
Figura 31. Estado del material en el instante $5,29 \cdot 10^{-3}$ ms.	67
Figura 32. Estado del material en el instante $1,627 \cdot 10^{-2}$ ms (no se representa el proyectil).	68
Figura 33. Delaminación producida en la placa. Cara delantera (Izqda.), cara trasera (Dcha.).	69
Figura 34. Estado final del material con malla superpuesta y diferenciación de tipos de fallo.	69
Figura 35. Estado final del material en la simulación con velocidad inicial 200 m/s.	70
Figura 36. Estado final del material en la simulación con velocidad inicial 1000 m/s.	71
Figura 37. Curvas de velocidad con tres tamaños de elemento distintos.	72
Figura 38. Estado final del material en simulación con elementos de 0,6 mm.	72
Figura 39. Velocidades del material en simulación con elementos de 0,6 mm.	73
Figura 40. Estado final del material en simulación con elementos de 0,55 mm.	73
Figura 41. Velocidades del material en simulación con elementos de 0,55 mm.	74
Figura 42. Curvas de velocidad del proyectil para geometría completa y simetría en dos planos.	74

Figura 43. Predicción del límite balístico según distintos modelos para panel tejido de Kevlar y proyectil FSP de 1,1 gramos.	76
Figura 44. Predicción del límite balístico según el modelo de Walker para panel de Kevlar de tejido y con 18% de resina (proyectil FSP de 1,1 gramos).	77
Figura 45. Predicción del límite balístico según distintos modelos para panel de Kevlar con 18% de resina y proyectil FSP de 1,1 gramos.	78
Figura 46. Curvas de velocidad del proyectil para panel de espesor 8 mm para velocidades incidentes 570 m/s y 545 m/s.	79
Figura 47. Curva de velocidad del proyectil con espesor 5 mm y velocidad inicial 460 m/s.	80
Figura 48. Estado final del material con espesor 5 mm y velocidad inicial 460 m/s.	81
Figura 49. Curvas de velocidad de simulaciones con espesor 2,4 mm y distintas velocidades de impacto.	82
Figura 50. Curvas de velocidad para distintas velocidades de impacto del proyectil en las simulaciones en [29].	82
Figura 51. Estado final del material en simulación con espesor 2,4 mm y velocidad inicial 324,3 m/s.	83
Figura 52. Estado final del material utilizando un proyectil cilíndrico.	84
Figura 53. Estado final del material utilizando un proyectil de punta cónica.	85
Figura 54. Estado final del material utilizando un proyectil de punta hemisférica.	85
Figura 55. Curvas de velocidad de los distintos proyectiles.	86
Figura 56. Curvas de deceleración de los distintos proyectiles.	87
Figura 57. Comparación de la delaminación en la cara frontal del panel con distintos proyectiles.	87
Figura 58. Ventana de inicio de Ansys Workbench 11.	92
Figura 59. Indicación del tipo de análisis para el mallado.	94
Figura 60. Definición del método de mallado y del tamaño de elemento.	94
Figura 61. Ventana para iniciar Autodyn a partir del archivo de mallado.	96
Figura 62. Elementos de la pantalla principal de Autodyn [60].	97
Figura 63. Cuadro de gestión de modelos de material (Izqda.) y ventana de creación de un nuevo modelo de material (Dcha.).	98
Figura 64. Cuadro de gestión de condiciones iniciales y ventana de diálogo para crear nuevas condiciones iniciales.	100
Figura 65. Ventana de asignación de condición de contorno a un grupo.	101
Figura 66. Cuadro de gestión de partes.	101
Figura 67. Ventana de mallado del asistente de creación de partes.	102
Figura 68. Ventana de asignación de material y condiciones iniciales.	102
Figura 69. Cuadro de creación de uniones y matriz de uniones.	103

Figura 70. Cuadro de definición de interacciones.....	104
Figura 71. Ventana de definición de coeficientes de fricción.....	105
Figura 72. Panel de gráficos.....	107
Figura 73. Ventanas de ajuste de la zona de visualización para partes no estructuradas (izqda.) y estructuradas (dcha.).....	108
Figura 74. Cuadro de ajustes de gráficos históricos.....	108

Índice de tablas

Tabla 1: Propiedades mecánicas de las fibras de Kevlar [2].....	7
Tabla 2: Propiedades mecánicas de las fibras de HMPE[2].....	8
Tabla 3: Propiedades mecánicas de las fibras de PBO[2].....	8
Tabla 4. Datos para el modelo utilizado como material del proyectil en la simulación. ..	58
Tabla 5. Modelo de material para compuesto de Kevlar 129-Epoxi [54].....	59
Tabla 6. Propiedades para los modelos de predicción del límite balístico.....	75

Capítulo 1

Introducción y objetivos

1.1 Introducción

El uso de protecciones balísticas ligeras a partir de compuestos con fibras de altas prestaciones se está extendiendo entre las fuerzas de seguridad y defensa, debido a que este tipo de protecciones proporcionan cada vez mayor seguridad. El uso de estas protecciones ligeras tiene su principal ventaja en su reducido peso, comparado con los sistemas de protección balística metálicos.

Las fibras de altas prestaciones ya están extendidas, en distintos formatos, en la práctica totalidad de la protección balística personal utilizada. En los últimos años se ha extendido su uso en vehículos, donde la reducción de peso supone una gran ventaja para vehículos terrestres y es vital para vehículos aéreos, donde la importancia crítica del peso puede llevar a incorporar una protección menor de la deseada.

La industria requiere que estos productos puedan ser desarrollados rápidamente para adaptarse a los distintos requerimientos, con un coste competitivo y con seguridad. Por lo que la reducción del tiempo de desarrollo de nuevas protecciones es un aspecto de gran importancia para las industrias del sector.

El desarrollo de las protecciones a partir de materiales compuestos se puede afrontar con tres enfoques distintos: empírico (basado en ensayos), analítico (modela el proceso realizando algunas hipótesis que lo simplifican) y numérico (utiliza modelos con gran detalle del proceso real que se resuelven de forma numérica).

El enfoque empírico supone un alto coste temporal y económico, pues requiere equipos costosos, un gran número de experimentos para tener una información extensa del comportamiento de la protección ante distintas situaciones.

El uso de modelos analíticos es difícil por la complejidad de los procesos de impacto, y especialmente sobre materiales compuestos debido a su comportamiento anisotrópico. A menudo sirven únicamente como primera aproximación, aunque si tienen un importante desarrollo en las protecciones basadas en tejidos de fibras de altas prestaciones.

Los avances en códigos de simulación numérica dinámica (hidrocódigos) y el reducido coste de las computadoras permite la simulación de procesos complejos con un coste económico reducido y en poco tiempo. El enfoque numérico requiere modelos muy completos de los materiales y de la interacción entre proyectil y protección. Es muy difícil llegar a tener la seguridad de que el conjunto de modelos reproduce correctamente la realidad.

Así pues es muy interesante conseguir una herramienta numérica de la que se puedan obtener datos fiables de las protecciones balísticas. Con una herramienta de este tipo se puede acortar el tiempo y coste de desarrollo de nuevas protecciones, ya que se pueden reducir los ensayos necesarios o eliminarlos en un futuro. Para valorar las posibilidades de una herramienta de este tipo se deben analizar sus resultados bajo distintas condiciones y comparar con datos recogidos empíricamente.

El software que se utiliza para la realización de este proyecto es Ansys Workbench. Principalmente se ha utilizado el software explícito Autodyn, diseñado para la simulación de procesos dinámicos transitorios no lineales; como cargas explosivas o impactos de alta velocidad. En este software es posible la simulación de procesos a alta velocidad y posibilita el uso de modelos anisotrópicos que modelan mejor el comportamiento de las protecciones ligeras a partir de materiales poliméricos compuestos.

1.2 Objetivos

El objetivo general de este documento es el desarrollo de una herramienta numérica para modelizar ensayos de impacto balístico sobre paneles de Kevlar. Para llevar a cabo este propósito se emplea el código comercial de elementos finitos Autodyn.

La consecución de este objetivo principal requiere completar algunos objetivos parciales.

- Simulación de un ensayo de impacto balístico y comparación de los resultados con las referencias existentes.
- Analizar las diferencias observadas en simulaciones con distinto espesor y comparar con las predicciones de modelos analíticos.
- Estudiar las diferencias en los resultados obtenidos variando la geometría del proyectil.

1.3 Estructura

Para completar los objetivos anteriormente enunciados se desarrolla un trabajo que se expone dividido en los siguientes capítulos:

- Capítulo 2. En este capítulo se realiza un repaso de la información publicada en distintas fuentes de los diferentes aspectos implicados de alguna forma en los objetivos del proyecto. Se proporciona información sobre algunos materiales utilizados para las protecciones ligeras, después se tratan distintos aspectos de los impactos balísticos en materiales compuestos y finalmente una breve explicación de algunos modelos analíticos de predicción del límite balístico.
- Capítulo 3. En el capítulo tercero se exponen los aspectos relativos a la simulación numérica de fenómenos de impacto. En primer lugar se hace una reseña sobre la simulación de problemas dinámicos, posteriormente se explica cómo se va a modelar el material incluyendo sus características ortotrópicas y en último lugar se da una indicación de los ensayos necesarios para la caracterización de un material orientado al uso del modelo explicado.
- Capítulo 4. El cuarto capítulo contiene los resultados con los que se pretenden cumplir los objetivos marcados. La primera parte proporciona un repaso del modelado en elementos finitos, a continuación se expone y analiza la simulación inicial, en la siguiente parte se comparan distintos resultados con los que se obtienen de un modelo analítico y finalmente se presentan y analizan los resultados obtenidos con proyectiles de distinta geometría.
- Capítulo 5. Las conclusiones obtenidas del trabajo expuesto en este documento son presentadas en este apartado. También se sugieren algunas posibilidades para continuar y ampliar el trabajo realizado.
- Anexo. En este último apartado se incluye una guía que puede servir de ayuda para la realización de una simulación de impacto utilizando el software Autodyn.
- Bibliografía. Al final del documento se encuentran los datos de las publicaciones que han sido referenciadas y utilizadas en la redacción del presente documento.

Capítulo 2

Antecedentes

2.1 Introducción

Hay aspectos importantes a conocer sobre las protecciones ligeras y el comportamiento de éstas ante los impactos balísticos, para la correcta simulación e interpretación de los distintos casos mediante métodos numéricos.

En primer lugar se van a ver algunas características de los materiales utilizados para construir protecciones balísticas ligeras, tanto sus propiedades como la forma de construcción. Los parámetros que afectan en un impacto balístico, ya sea para un ensayo o en una aplicación real, se explican en el siguiente apartado. A continuación se enumeran algunas de las teorías de fallo utilizadas para materiales poliméricos reforzados por fibras.

En los siguientes apartados se exponen dos divisiones relacionadas entre sí, por una parte los mecanismos de penetración de un proyectil en un compuesto y por otro lado los mecanismos de absorción de energía que aparecen en un impacto balístico sobre una protección de material polimérico reforzado por fibra. A partir de los mecanismos que se explican se podrá comparar el ajuste de las simulaciones a la realidad.

En la última parte de este capítulo se presentan algunos modelos analíticos para la predicción del límite balístico de protecciones ligeras. La mayoría de estos modelos están dirigidos a protecciones formadas únicamente por tejido. Estos modelos servirán posteriormente para comparar sus resultados con los obtenidos por las simulaciones.

2.1.1 Límite balístico

Dado que el concepto de límite balístico será ampliamente utilizado en todo el documento, es conveniente realizar una explicación breve sobre éste.

Una definición común del límite balístico es la que se da en función de resultados experimentales. Se considera según este criterio que el límite balístico será la velocidad media de seis impactos, tres de los cuales penetran completamente el objetivo y otros tres lo penetran parcialmente. Las velocidades de impacto deben estar dentro de un margen estrecho (46 m/s). Este límite balístico se denomina probabilístico, pues proporciona una velocidad con un 50% de probabilidades de penetrar el panel (a esto se debe que se nombre a esta velocidad como V_{50}) [1]. Para obtener el límite balístico de este modo se debe definir cuando se considera penetración completa. Hay tres criterios principales:

- Criterio de la armada. Se considera penetración completa cuando el proyectil crea un orificio a través del cual puede pasar la luz.
- Criterio de protección. Cuando los fragmentos que salen de la cara trasera del objetivo provocan un orificio en una placa testigo de aluminio separada 6 pulgadas, se considera penetración completa.
- Criterio naval. La penetración se considera completa si al menos la mitad del proyectil ha perforado completamente el material.

Cuando el material y el proyectil lo permiten, se puede hablar también de un límite balístico determinista. Éste se obtiene en base a las características del impacto y a leyes físicas, habitualmente con importantes simplificaciones que posibilitan obtener un resultado debido a las complicadas ecuaciones diferenciales implicadas.

El concepto más simple para definir el límite balístico es decir que es la velocidad mayor para la que el objetivo para el proyectil. De otra forma, el límite balístico sería la velocidad para la que el proyectil penetra completamente el objetivo con una velocidad residual cero, lo que implica que toda la energía cinética del proyectil es disipada en el impacto.

Esta última definición será útil para valorar los resultados de las simulaciones numéricas de los capítulos siguientes, porque en ellas se dispone de la historia de velocidad del proyectil.

2.2 Materiales utilizados para protecciones balísticas ligeras

2.2.1 Fibras de altas prestaciones

Se busca en este tipo de fibras la maximización de la resistencia y el módulo elástico. Para obtener las propiedades que se requieren en aplicaciones balísticas debe cumplir los siguientes tres requisitos:

- Las moléculas deben tener una gran orientación en la dirección de la fibra.
- El peso molecular o la longitud de la cadena molecular deben ser altos.
- La fibra debe ser muy cristalina, con pocos defectos.

Hay dos enfoques en la fabricación de este tipo de fibras. En el primer caso se empieza con cadenas rígidas de polímero altamente orientadas y con un peso molecular relativamente bajo. A partir de estas cadenas se pueden formar hilos a los que posteriormente se puede dar un mayor peso molecular mediante procesos de trefilado o recocido.

El segundo enfoque es empezar con largas cadenas flexibles de alto peso molecular orientadas al azar. Como con este tipo de polímero no se puede realizar el hilado desde el material fundido (el polímero se descompondría antes de fluir) se debe utilizar hilado desde una disolución. En la disolución las cadenas se estiran y forman una red llamada gel. Mediante este proceso conocido como *gel-spinning*, se forma una red de largas cadenas ligeramente conectadas entre ellas. A partir de este xerogel se pueden formar fibras con una alta orientación y alta cristalinidad mediante técnicas específicas.

2.2.1.1 Fibras de aramida

Las fibras de aramida están basadas en polímero de poliparafenileno tereftalamida (PPD-T).

En las fibras de aramida normalmente se observa un modo de rotura que comienza en el interior de la fibra y al llegar a la capa exterior de la fibra se continúa propagando de forma longitudinal hasta finalmente alcanzar la superficie libre, esto indica una gran orientación en la capa exterior de la fibra.

Las fibras de aramida pueden sufrir el desprendimiento de las fibrillas por abrasión, especialmente en dirección perpendicular a su eje. Este efecto se presenta en la mayoría de las fibras de altas prestaciones. Se debe a que las largas moléculas están unidas entre ellas sólo por la fuerza de van der Waals y/o por enlaces de hidrógeno. Las fibrillas tienen un ancho de aproximadamente 600 nm y una longitud que puede llegar a varios centímetros.

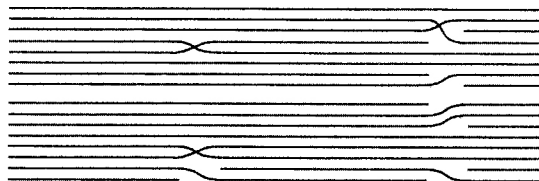


Figura 1. Estructura cristalina de la fibrilla de aramida [2].

En la Figura 1 se muestra el esquema de una fibrilla. Cada una de las líneas representa una cadena molecular de PPD-T. Algunas de ellas contienen dobleces o cortes. Estos defectos son los puntos débiles de la estructura de la fibra. Sin embargo otras capas se orientan de forma que hacen de puente sobre los defectos, proporcionando resistencia a la fibra.

Las fibras de aramida presentan la característica de tener una estructura plegada. Esta estructura proporciona a la fibra mayor elongación. Las fibras de aramida tienen

sensibilidad a un pequeño rango de radiación UV presente en la radiación solar por lo que en aplicaciones exteriores se debe proteger de la luz.

2.2.1.1.1 Productos comerciales

DuPont Inc. desarrolló en los años 70 una fibra de aramida comercial conocida como Kevlar. Esta fibra de aramida es utilizada actualmente en sus distintas variedades para aplicaciones no solo de protección balística, sino también para aplicaciones estructurales.

Tras la aparición de las fibras de Kevlar en el mercado estadounidense, la compañía holandesa Akzo Nobel Inc. introdujo un producto similar bajo la marca Twaron en el mercado europeo. El actual comercializador de Twaron, Teijin Inc., ha cambiado su nombre a Teijin Aramid.

Tabla 1: Propiedades mecánicas de las fibras de Kevlar [2].

	Fibras balísticas	Fibras de alto módulo
Resistencia a tracción [MPa]	2900 - 3350	2350 - 2900
Módulo elástico inicial [GPa]	71 - 96	120 - 145
Alargamiento a rotura [%]	3,6 - 4.4	1,5 - 2,8
Densidad [g/cm ³]	1,44	

2.2.1.2 Fibras de polietileno de alto módulo (HMPE)

Este tipo de fibras son también conocidas por las siglas UHMWPE, en referencia a polietileno de peso molecular ultra alto (Ultra High Molecular Weight PolyEthylene)

Se utiliza en este tipo de fibras el proceso de *gel-spinning*, en el que el hilado de las fibras se realiza a partir de una disolución tras mezclarse en un extrusor. Este gel se hace pasar entonces por la hilera como en el proceso común con polímero fundido. Tras el enfriado de la fibra de gel, ésta puede ser trefilada a alta velocidad obteniéndose una fibra altamente orientada y de altas prestaciones.

De forma similar a las fibras de aramida, las fibras de HMPE también presentan una estructura al nivel de las fibrillas y de las fibras. La estructura longitudinal está constituida por estructuras cristalinas unidas por enlaces covalentes mediante pequeñas zonas amorfas (Figura 2). Esta estructura se aleja de la estructura ideal, por lo que la resistencia de las fibras de HMPE está muy lejos de la resistencia teórica del enlace covalente C-C.

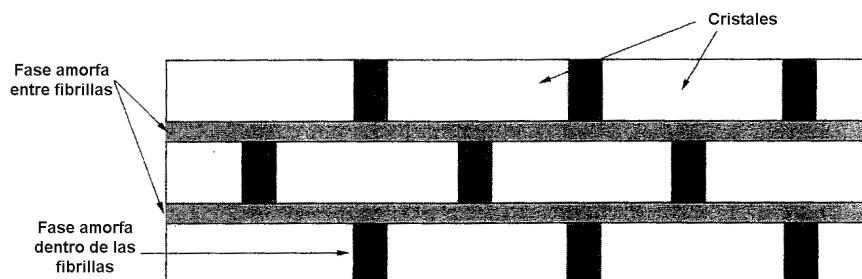


Figura 2. Estructura interna de las fibras de HMPE [2].

La estructura de la fibra se constituye como se muestra en la Figura 2. Al formarse zonas amorfas entre las fibrillas, la estructura aparece como un compuesto de un conjunto de cristales perfectamente orientados rodeados de una matriz amorfa.

2.2.1.2.1 Productos comerciales

A principios de los años 80 se consiguió la aproximación a las propiedades ideales del polietileno y se introdujo comercialmente la fibra de polietileno de alto módulo. Tres compañías producen principalmente este tipo de fibra bajo sendos nombres comerciales. Allied Signal Inc. (ahora Honeywell) fue la primera en comercializar la fibra de HMPE en Estados Unidos bajo el nombre Spectra. La compañía holandesa, DSM Inc., introdujo Dyneema en el mercado europeo mientras la japonesa Mitsui Petrochemical Inc. comenzó a producir para el mercado asiático bajo la marca Tekmilon.

Tabla 2: Propiedades mecánicas de las fibras de HMPE[2].

	Fibras estándar	Fibras de alta resistencia
Resistencia a tracción [MPa]	2200 - 2600	3200 - 3500
Módulo elástico inicial [GPa]	66 - 79	113 - 124
Alargamiento a rotura [%]	3,6 - 4,4	1,9 - 3,6
Densidad [g/cm ³]	0,97	

2.2.1.3 PBO

Esta fibra está constituida por el polímero poli (p-fenileno benzobisoxazol). La resistencia de este polímero viene de la naturaleza similar a una varilla de la cadena polimérica, lo que causa grandes problemas en su procesado.

Los cristales de las fibrillas de PBO tienen un tamaño de 100 Å tras el hilado y alcanzan los 200 Å tras el tratamiento térmico. Cada fibrilla está constituida por moléculas extendidas de PBO, altamente orientadas en la dirección de la fibra.

2.2.1.3.1 Productos comerciales

Este producto tiene su origen en un programa de investigaciones del *US Air Force Materials Laboratory*, que comenzó a finales de los años 60. Las patentes de su composición se registraron en los años 80. La empresa japonesa Toyobo Inc. comercializa esta fibra bajo el nombre comercial Zylon.

Tabla 3: Propiedades mecánicas de las fibras de PBO[2].

Resistencia a tracción [MPa]	5800
Módulo elástico inicial [GPa]	180 - 280
Alargamiento a rotura [%]	3,5
Densidad [g/cm ³]	1,54

2.2.2 Tejidos

Las fibras se utilizan en forma de tejido o en estructuras de fibras sin tejer, las fibras tejidas se utilizan con matrices de resina o sin ellas en las aplicaciones balísticas.

Las fibras no tejidas se presentan en ocasiones como un “fieltro”, hecho a partir de fibras sueltas que se entrelazan aleatoriamente formando una red cardada. Otra forma típica de utilización de las fibras sin tejer son las fibras unidireccionales, normalmente utilizadas como capas con todas las fibras orientadas en la misma dirección que se apilan en distintos ángulos.

2.2.2.1 Tejidos en dos dimensiones

Se realizan entrelazando a 90° las fibras y son la forma más común de uso de las fibras en aplicaciones balísticas. Como se muestra en la Figura 3, las formas básicas de tejido utilizadas son tafetán, esterilla, sarga y satén. De entre ellas el tafetán presenta la mayor densidad de entrelazado, seguido por la sarga y después el satén. Por tanto el tafetán ofrece la mejor estabilidad dimensional entre las tres estructuras básicas.

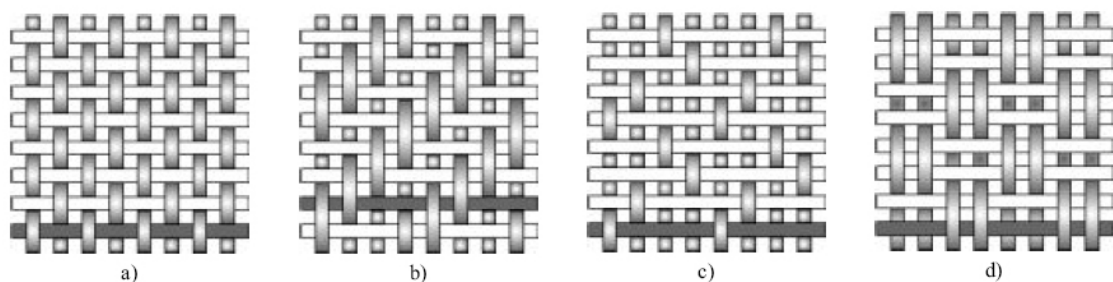


Figura 3. Algunos tipos de tejido: a) Tafetán b) Sarga c) Satén d) Esterilla [3].

No obstante el ondulado que produce en la fibra el tejido supone una reducción significativa de la eficiencia del refuerzo cuando se compara con los compuestos de fibras unidireccionales que no carecen de este ondulado. Estudios sobre los tipos de tejido sugieren que las estructuras con un menor entrelazamiento muestran un mejor comportamiento como protección balística, debido a la menor interferencia de la propagación de las ondas de deformación en las fibras. Se ha averiguado también que los tejidos que utilizan fibras de menor diámetro son mejores que los que los compuestos de fibras más gruesas. Estos resultados indican que se puede compensar la pérdida de eficiencia por el ondulado con el uso de un mayor número de fibras.

- **Tafetán.** El tipo más común de tejido. Esta formado tejiendo la urdimbre y la trama de forma que va alternándose en cada cruce arriba y abajo en ambas direcciones. Son tejidos bastante abiertos y facilitan la distribución de la resina al ser utilizados en compuestos. La estructura abierta provoca por otra parte la necesidad de una mayor cantidad de resina para rellenar los huecos (Figura 3a).
- **Esterilla.** Prácticamente igual que el tafetán pero las fibras forman grupos de dos o más alternándose como lo hacen las fibras independientes en el tafetán. Los tejidos de este tipo quedan más planos y se adaptan mejor a las posibles formas de un molde. Su uso es más habitual para gran espesor (Figura 3d).
- **Sarga.** En este tejido cada fibra pasa un cierto número de fibras por arriba y el mismo número por debajo. Las fibras contiguas hacen lo mismo pero una fibra más atrás y una más adelante. Se forma a la vista un patrón a 45° de la orientación de las fibras. Se adapta mejor a las formas que el tafetán con una mayor estabilidad que el satén. Se utiliza este tipo de tejido cuando se deben fabricar piezas de formas complejas (Figura 3b).

- Satén. El satén es similar a la sarga pero pasa un cierto número de fibras por encima y solo una por debajo. Las fibras no suelen ir sólo una fibra por delante o por detrás que las contiguas. Típicamente se utilizan grupos de 4, 5 y 8 fibras. Cuanto mayor es el número de fibras que pasa cada fibra por encima, mayor adaptabilidad tiene el tejido; pero se pierde estabilidad en el tejido. Se utiliza en piezas de material compuesto con formas muy complejas (Figura 3c).

2.2.2.2 Tejidos en tres dimensiones

Los tejidos en tres dimensiones se forman entrelazando fibras no solo en un plano, sino utilizando las tres dimensiones. Los tejidos tridimensionales se dividen principalmente en dos tipos:

- Tejidos. El tejido tridimensional se forma a partir de tejidos planos que se unen con fibras cosidas en la dirección del espesor.
- Trenzados. Se forman directamente a partir de las fibras mediante un trenzado utilizando las tres dimensiones. Se puede utilizar para la construcción de tubos y perfiles de fibras de alta resistencia.

Los compuestos con tejidos tridimensionales tienen una mayor estabilidad dimensional que los laminados debido a la restricción que se añade al movimiento relativo de las capas.

En cuanto al comportamiento frente a impactos balísticos, generalmente los compuestos con tejidos tridimensionales sufren un daño más localizado lo que da ventaja en cuanto a tolerancia al daño. Muestran también la desventaja de tener una menor eficiencia en cuanto a la absorción de energía cinética cuando se utilizan estructuras relativamente delgadas. Su menor eficiencia viene dada por el mayor contenido en resina y por los distintos mecanismos de fallo, desapareciendo la delaminación que supone un importante mecanismo de disipación de energía.

2.2.3 Resinas

Una de las primeras resinas utilizadas en los compuestos usados como protección balística fue la mezcla de resina fenólica y resina polivinil butiral (PVB). La mezcla de estas dos resinas presenta unas mejores propiedades que cualquiera de ellas por separado. Se conserva en la mezcla la tenacidad, flexibilidad y elasticidad del PVB (termoplástico), mientras que la resina fenólica (termoestable) mejora la resistencia al calor y los disolventes. Se ha probado la efectividad de esta resina con distintos materiales de refuerzo, como nylon, Kevlar y fibra de vidrio. Esta resina compuesta ha mostrado muy buenas características en compuestos con fibra de Kevlar, siendo la proporción más adecuada entre un 40-60 % de PVB, ya que en proporciones bajas de PVB la resina muestra un comportamiento frágil.

En el caso de los compuestos con fibras de polietileno las resinas más utilizadas son el viniléster y poliuretano termoplástico. La resistencia al fallo por la penetración del proyectil depende de la rigidez y el volumen de resina en el compuesto. Estos dos factores limitan el movimiento de las fibras de refuerzo y por tanto influyen directamente en la absorción de energía y deceleración del proyectil. La resina de

viniléster, más rígida, impide mejor el movimiento de las fibras mejorando la capacidad de absorción de energía.

Las resinas termoestables ofrecen muy buenas propiedades en cuanto a rigidez, resistencia al calor y a los disolventes, pero suponen un problema medioambiental por los vapores que desprenden durante su curado debido a los disolventes utilizados. Otro problema que presentan las resinas termoestables es la existencia de continuas reacciones en el material que reducen su tiempo de almacenamiento. Además este tipo de matriz no permite el reciclaje y los compuestos realizados con este material son difíciles de reparar.

Las resinas termoplásticas son una alternativa para numerosas aplicaciones balísticas ya que tienen un procesamiento más sencillo con unos costes menores. Presentan además unas buenas características de tenacidad y resistencia al ataque de químicos. Tiene una cierta desventaja en cuanto a la resistencia mecánica y sufren efectos de fluencia. Al procesarse fundidos la fabricación es sencilla y permite la rápida reparación de la resina utilizando calor.

Además de las anteriores en el caso de fibras de polietileno se utiliza también como resina el compuesto copolímero estireno-butadieno-estireno conocido comercialmente como Kraton. Las resinas termoplásticas de polietileno de baja densidad se utilizan para los compuestos basados en fibras de Kevlar.

2.3 Parámetros que influyen en el impacto balístico

2.3.1 Propiedades del material

2.3.1.1 Tipo de fibra

El material de fabricación de las fibras es determinante para el comportamiento balístico de un laminado. Normalmente se prefiere la utilización los materiales que presenten una alta absorción de energía específica; esto es un alto módulo elástico, alta deformación hasta ruptura y baja densidad. Es importante la velocidad del sonido en la fibra, dependiente de su rigidez y densidad, pues influirá haciendo que la energía se distribuya por la placa de forma más o menos rápida. Una alta velocidad de la onda distribuye la energía en un área mayor disminuyendo las deformaciones [4].

Se ha demostrado la influencia directa del módulo de elástico de distintas fibras de vidrio y la resistencia balística de la protección [5]. La fibra de vidrio se distingue por su baja deformación a rotura y por su buena adhesión a la matriz, por lo que este resultado no se puede trasladar directamente a otras fibras.

2.3.1.2 Estructura del hilo

Los hilos de altas prestaciones se confeccionan mediante la agrupación de filamentos enredándolos o retorciéndolos. Retorcer los filamentos produce una

alteración de la rigidez y resistencia del hilo. Así en un estudio de Rao y Farris con varios materiales se obtuvo que el ángulo óptimo de torsión que maximiza la resistencia está en torno a 7° [6].

2.3.1.3 Sensibilidad a la velocidad de deformación

Las propiedades mecánicas de los polímeros de alta resistencia son sensibles a la velocidad de deformación, provocando fenómenos de relajación y fluencia. Algunos investigadores han estudiado estas propiedades, ya que la información obtenida de test estáticos o cuasi-estáticos no es suficiente para caracterizar el material en un impacto balístico.

En un trabajo de Wang y Xia ([7]) se estudia el comportamiento del Kevlar 49 a distintas velocidades de deformación como se puede ver en la Figura 4. Se observa que la rigidez aumenta al aumentar la velocidad de deformación.

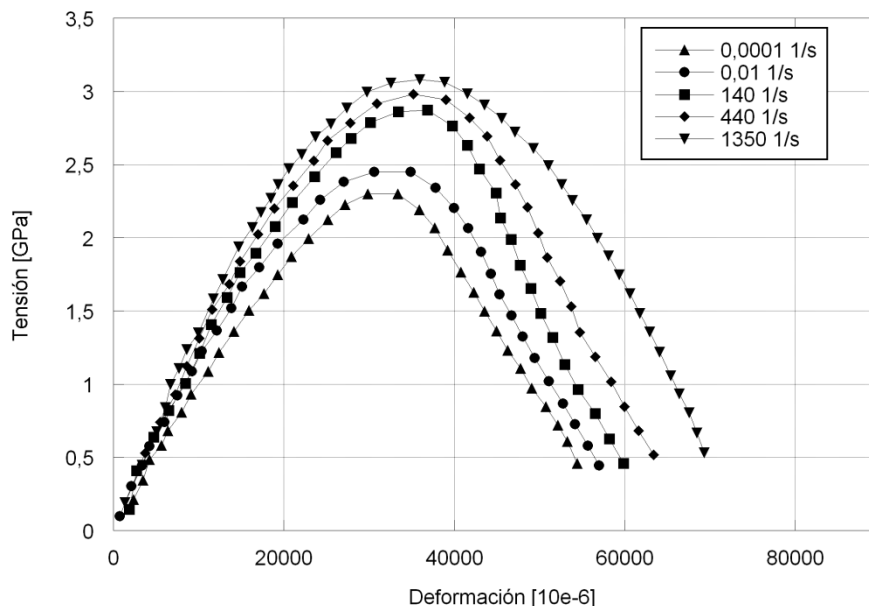


Figura 4. Curvas tensión-deformación de Kevlar 49 a distintas velocidades de deformación [7].

Para materiales como fibra de vidrio, polietileno y aramida, su sensibilidad a la velocidad de deformación dificulta la generalización del comportamiento del material ante distintas velocidades de impacto. En un estudio realizado por Zhou, se obtienen diferencias entre ensayos de penetración estáticos y dinámicos. Se encontró que los parámetros del material no eran acertados si no se utilizaba algún factor corrector dependiente de la velocidad de deformación [8].

Existe la excepción de las fibras de carbono o de grafito, que no muestran ninguna sensibilidad a la velocidad de deformación [9].

2.3.1.4 Superficie de los hilos

En los materiales compuestos rígidos, el tratamiento de los hilos tiene una influencia fundamental en la adhesión de con la matriz. Una buena adhesión favorece la resistencia ante impactos con baja energía, reduciendo la delaminación producida principalmente por modo I [10]. En impactos de alta energía donde se quiere parar el

proyectil suele ser más favorable que se produzca mayor delaminación para una mejor disipación de la energía del proyectil.

En protecciones flexibles construidas sólo con tejidos, la fricción entre los hilos es muy importante, pues éstos tienen una mayor movilidad, especialmente cuando las condiciones de contorno lo favorecen.

2.3.1.5 Configuración de las fibras

La mayoría de los materiales compuestos utilizados actualmente se construyen con fibras unidireccionales o con tejidos, en pocos casos se utilizan tejidos en la dirección del espesor. En el caso de los laminados a base de tejidos, se observa que éstos presentan una mayor resistencia a la fractura interlaminar [10]. El patrón ondulado debido al tejido provoca que las fisuras tengan un área mayor y por tanto necesiten mayor energía para avanzar.

Los materiales con tejido tridimensional tienen una mejor tolerancia al daño, puesto que tienen mayor resistencia ante la delaminación debido a las fibras orientadas en la dirección del espesor.

2.3.1.6 Tejido

Las propiedades en el tejido serán distintas a las de los hilos generalmente. Al tejer los hilos aparece ondulado, fricción e interacción de los hilos que afectan al comportamiento ante carga. En mayor o menor medida el proceso de tejido disminuye las propiedades de las fibras.

En cuanto a la geometría del tejido se ha observado que los tejidos balanceados (con fibras iguales y en igual número en ambas direcciones) absorben más energía que los no balanceados.

2.3.1.7 Resina

La resina puede influir aumentando la rigidez a flexión de la placa, modificando su límite balístico [11]. Los dos tipos principales de matriz, termoplástica o termoestable, tienen un comportamiento distinto frente al impacto, siendo la resina termoplástica menos rígida.

La tenacidad de la resina es importante, influye sobre la delaminación. Las resinas frágiles experimentan una delaminación instantánea con muy poco crecimiento, por el contrario las resinas tenaces sufren un crecimiento de la delaminación lento y controlado.

2.3.2 Características dimensionales del objetivo

2.3.2.1 Dimensiones de la placa

La influencia de las dimensiones de la placa es importante principalmente en su aplicación a ensayos, para asegurarse de que se reproducen las condiciones adecuadamente.

Para los impactos a baja velocidad las dimensiones determinan la cantidad de energía que podrá almacenar durante el impacto, ya que toda la placa se verá afectada provocando una deformación global.

En cambio para los impactos a alta velocidad el efecto de las dimensiones prácticamente desaparece porque el daño queda localizado en una zona muy pequeña. A velocidades menores se observa que las placas de menor tamaño ofrecen más resistencia que las mayores [12].

2.3.2.2 Espesor

Hay una influencia muy distinta en protecciones de tejido frente a las rígidas. En el primer caso el espesor se suele indicar con el número de capas. Se observa experimentalmente que la absorción de energía específica al aumentar el número de capas decrece, posiblemente porque la interacción entre las capas produce grandes tensiones en las primeras capas. En una investigación de Cunniff ([13]) sobre protecciones de tejido de múltiples capas, encontró que velocidades muy por encima del límite balístico las capas frontales del tejido tenían muy poca influencia en la absorción de energía del proyectil, debido al fallo instantáneo por la enorme deformación sufrida al inicio del impacto.

En las protecciones rígidas el espesor no sólo tiene importancia en cuanto a su límite balístico, sino que la relación entre el espesor y el diámetro del proyectil influye en el mecanismo principal de penetración del proyectil. Se ha observado que con paneles de mayor espesor el daño producido por la penetración inicial del proyectil es mayor al haber una menor flexión del panel. Se presenta más información sobre la influencia del espesor en siguientes apartados.

2.3.3 Características del proyectil

2.3.3.1 Forma del proyectil

En las protecciones de tejido la forma del proyectil influye directamente en la absorción de energía y los mecanismos de fallo de las fibras. En un estudio con tejido de Kevlar y proyectiles de distinta forma, se llega a la conclusión de que a baja velocidad los proyectiles más puntiagudos tenían una deceleración mayor, mientras que a altas velocidades deceleraban antes los proyectiles más romos [14]. Estos resultados muestran que los mecanismos de fallo cambian conjuntamente con la velocidad y la forma del proyectil.

En estudios con distintas formas de proyectil (hemisférico, plano, ojival y cilíndrico) se ha observado que la forma hemisférica tiene la mayor pérdida de energía porque estira las fibras hasta su rotura. El proyectil de frente plano tiende a cortar las fibras disipando menos energía. Los proyectiles puntiagudos atraviesan el material mediante la penetración entre las fibras, separándolas. En un estudio de Lim se observa que el efecto de la forma del proyectil en paneles de tejido disminuye con el incremento del número de capas [15].

En los paneles de material compuesto rígidos la forma del proyectil tiene una influencia muy importante, en la Figura 5 se ve claramente la diferencia en la evolución

de la fuerza aplicada respecto al desplazamiento en un ensayo estático de CFRP, y se observa que el proyectil plano necesita un pico de fuerza de mayor valor.

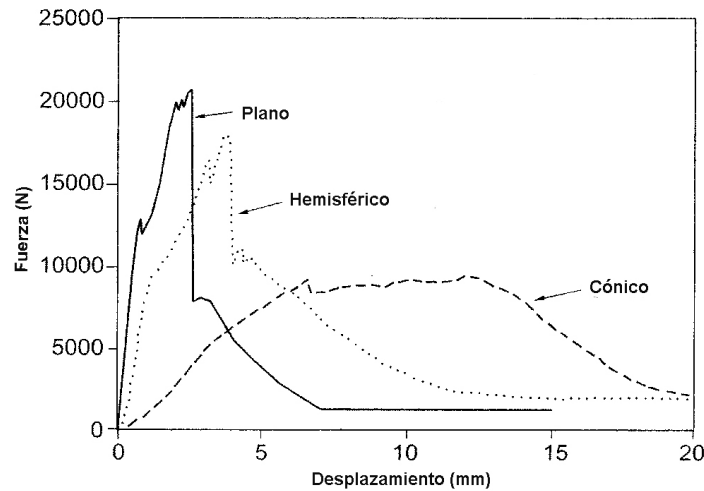


Figura 5. Curvas fuerza-desplazamiento para distintos penetradores en fibra de carbono [16].

En general los proyectiles menos afilados realizan una penetración inicial seguida de un efecto similar a cizalladura plástica que forma un tapón. El mecanismo que domina en el caso de proyectiles planos es parecido al que se produce en el impacto sobre metales, con la diferencia de que en materiales poliméricos compuestos no es deformación plástica a cortadura, sino fractura de las fibras y la matriz. Así pues las analogías con el comportamiento de metales son difíciles de realizar.

Se ha observado que en el caso de proyectiles de punta cónica el comportamiento de éstos es distinto en función de la rigidez del material en el plano del laminado. En materiales como Kevlar o Spectra el proyectil penetra formando un orificio similar al que se produce en un material dúctil, mientras en laminados de carbono o fibra de vidrio el proyectil tiene que atravesar las capas rígidas del laminado.

Los proyectiles de punta hemisférica muestran un comportamiento similar a los proyectiles de punta plana, con unas fuerzas de contacto ligeramente menores.

2.3.3.2 Resistencia del proyectil

La deformación local del proyectil supone un mecanismo de pérdida de energía. Es importante cuando la resistencia del material del proyectil es suficientemente baja como para permitir una deformación muy grande.

Parece que es más importante la diferencia de resistencia entre ambos materiales, y no tanto la resistencia absoluta. Si un panel es suficientemente resistente respecto al material del proyectil, de forma que cause en el proyectil una deformación extensa, se incrementará el área efectiva del proyectil reduciéndose la presión sobre el objetivo.

2.3.3.3 Masa del proyectil

En impactos sobre materiales compuestos es muy importante la relación entre la masa del proyectil y el laminado, pues aparecen distintas respuestas en el panel en función de ésta relación. Los proyectiles muy pequeños producen en el panel una

respuesta balística, dominada por las ondas en la dirección del espesor y con una duración del impacto generalmente corta. proyectiles con una masa moderadamente pequeña producen una respuesta en la que dominan las ondas de flexión y cortadura. proyectiles con masas bastante mayores a la de la placa producen una respuesta cuasi-estática con la máxima carga, deflexión y deformaciones en fase. Un trabajo más detallado sobre este tema se puede encontrar en el estudio de Olsson [17].

2.3.3.4 Velocidad del proyectil

La velocidad de impacto influye en el comportamiento de los laminados compuestos usados como protecciones balísticas. El daño sufrido por la placa será de distinto tipo, los impactos a alta velocidad suelen provocar una mayor proporción de fallo por cortadura en lugar de estiramiento de las fibras. Existe una división sugerida en un trabajo de Lim ([18]) según la velocidad para el tipo de impacto que sufre el objetivo.

- Velocidades por debajo del límite balístico: El proyectil no penetra el material, por lo que la energía disipada es igual a la energía cinética del proyectil.
- Velocidad entre el límite balístico y la velocidad crítica: En el estudio de Lim se denomina velocidad crítica a aquella en la que la deflexión transversal producida por el proyectil tiene tiempo de propagarse por la placa. Se suele producir, en esta zona, un gran estiramiento de las fibras hasta producirse su rotura.
- Velocidad por encima de la velocidad crítica: En este tipo de impactos el panel es atravesado rápidamente por el proyectil, la deformación no se extiende más allá de la zona cercana al impacto. La energía absorbida es pequeña y se vuelve aproximadamente constante con la velocidad.

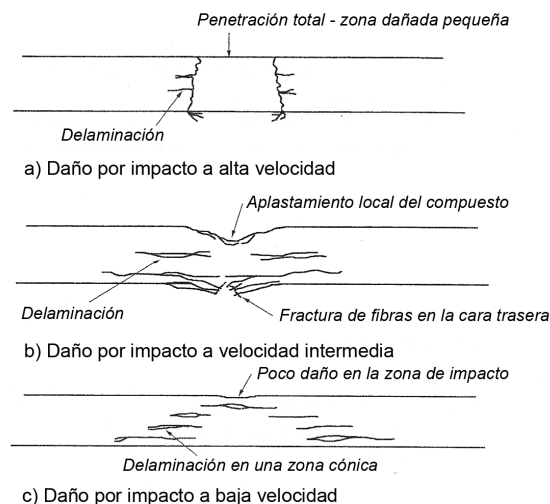


Figura 6. Tipo de daño producido según la velocidad del proyectil [2].

Los daños que se muestran en la Figura 6 están divididos de una forma ligeramente diferente a la clasificación anterior. En este caso la velocidad baja se debe interpretar como una bastante por debajo del límite balístico y provoca un patrón característico de delaminación en una zona cónica. La velocidad intermedia comprende las velocidades próximas al límite balístico, tanto por exceso como por defecto. Por último la deformación correspondiente a velocidad alta se muestra cuando la velocidad de impacto es muy superior al límite balístico.

2.4 Teorías de fallo para materiales compuestos

Se han desarrollado teorías para evaluar el fallo de materiales compuestos ante los esfuerzos que deban sufrir. Dado que generalmente los materiales compuestos presentan un comportamiento ortotrópico, se adaptaron teorías de fallo isótropas a materiales ortotrópicos.

2.4.1 Fallo en el plano de la lámina

2.4.1.1 Tensión máxima

Este criterio considera que el material ha fallado cuando la tensión supera alguno de los límites de resistencia. Normalmente se utiliza el límite a tracción y compresión en dirección de la fibra, el límite a tracción y compresión en dirección perpendicular a las fibras, y el límite de cortadura en el plano de la lámina.

2.4.1.2 Deformación máxima

De la misma forma que se utiliza la tensión como criterio de fallo, se puede usar la deformación. De forma análoga al criterio de tensión máxima, se consideran cinco límites en las mismas direcciones y se considera el fallo cuando la deformación en una de las direcciones supere su correspondiente límite.

2.4.1.3 Tsai-Hill

Este criterio es sencillo, aunque añade el tener en cuenta las tensiones en las distintas direcciones del material de forma conjunta para evaluar el fallo. El criterio de Tsai-Hill se utiliza en algunos códigos de elementos finitos para el fallo en materiales compuestos.

$$I_f = \frac{\sigma_{11}^2}{X^2} - \frac{\sigma_{11}\sigma_{22}}{X^2} + \frac{\sigma_{22}^2}{Y^2} + \frac{\sigma_{12}^2}{S_{12}^2} \quad \text{Ec. 1}$$

A partir de la Ec. 1, en función de las tensiones en el plano (σ) y de las tensiones de rotura en ambas direcciones y cortadura (X, Y, S_{12}); se considera el fallo cuando el valor de I_f alcanza la unidad.

2.4.1.4 Tsai-Wu

Teniendo en cuenta las diferentes composiciones de las componentes del tensor de tensiones, se define el criterio de Tsai-Wu. De igual forma que el anterior se define por Ec. 2, que relaciona la tensión con la tensión de rotura de las distintas direcciones del material, pero en este caso se trata de factores ($f_1, f_2, f_{11}, f_{22}, f_{66}, f_{12}$) que están definidos por combinaciones de las distintas tensiones de rotura. Los distintos factores

se obtienen de aplicar en la ecuación los casos de ensayos uniaxiales y de cortadura. Se considera también que el material ha fallado cuando el valor de I_f llega a uno.

$$I_f = f_1\sigma_{11} + f_2\sigma_{22} + f_{11}\sigma_{11}^2 + f_{22}\sigma_{22}^2 + f_{66}\sigma_{12}^2 + 2f_{12}\sigma_{11}\sigma_{22} \quad \text{Ec. 2}$$

2.4.1.5 Chang-Chang

El criterio de Chang-Chang propone el uso de tres modos diferentes de rotura. El primero de ellos se refiere a la rotura de las fibras, Ec. 3, con X la tensión de rotura a tracción o compresión y S_{12} la resistencia a cortadura en el plano de la lámina [19].

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1 \quad \text{Ec. 3}$$

Esta primera parte del criterio es una ampliación del criterio de máxima tensión a la que se le añade la contribución de la cortadura en el plano.

La segunda parte es similar a la primera, referida a la dirección transversal en tracción; siendo Y_t la resistencia a tracción en esa dirección.

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1 \quad \text{Ec. 4}$$

La tercera parte del criterio se refiere al fallo por compresión de la matriz. En la Ec. 5 Y_c es la resistencia a compresión perpendicularmente a las fibras.

$$\frac{1}{4}\left(\frac{-\sigma_{22}}{S_{12}}\right)^2 + \frac{Y_c^2\sigma_{22}}{4S_{12}^2Y_c} - \frac{\sigma_{22}}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1 \quad \text{Ec. 5}$$

2.4.2 Fallo tridimensional

Los modelos anteriores pierden en gran parte su efectividad cuando el laminado va a soportar tensiones interlaminares, en estos casos los criterios a utilizar deben estar dirigidos a tener en cuenta las tres dimensiones del laminado.

El modelo que se describe a continuación fue propuesto en un trabajo realizado por Hou ([19]). Se basa en el modelo de Chang-Chang y utiliza como criterio de delaminación el propuesto por Brewer ([20]).

La primera parte del criterio de Chang-Chang, referente a la rotura de las fibras, se ve modificado de la manera que se ve en la Ec. 6. Se añade el efecto de la tensión cortante σ_{13} que provoca el mismo efecto que la tensión cortante σ_{12} . También se considera la tensión de rotura por cortante de la fibra S_f , en lugar de S_{12} .

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_f^2}\right) \geq 1 \quad \text{Ec. 6}$$

El fallo de la matriz en la dirección transversal también se ve modificado para tener en cuenta la tensión cortante σ_{23} que no aparece en el caso plano.

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 \quad \text{Ec. 7}$$

La ecuación para evaluar el fallo por compresión de la matriz no se ve modificada respecto a la teoría de Chang-Chang.

En cuanto al fallo por delaminación, como se mencionó anteriormente se utiliza en este modelo la ecuación propuesta por Brewer [20], que corresponde a la Ec. 8. El parámetro Z_r corresponde a la resistencia a tracción en la dirección perpendicular al plano.

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_r}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{31}}{S_{31}}\right)^2 \geq 1 \quad \text{Ec. 8}$$

2.5 Mecanismos de penetración en laminados compuestos

De forma general, los mecanismos de fallo en materiales compuestos al sufrir un impacto balístico son los que se muestran en la Figura 7.

- Fallo por punzonamiento. El proyectil al impactar supera ampliamente la resistencia del material en la dirección del espesor y aplasta el material. Se producen también tensiones importantes de cortadura frente a los bordes del proyectil.
- Fallo de las fibras. Este mecanismo se da cuando el proyectil provoca tensiones en el plano tales que superan la resistencia de las fibras, provocando su rotura.
- Delaminación. Este fallo consiste en la separación de las láminas que componen el panel cerca de la zona de impacto fruto de tensiones tanto en la dirección del espesor como en el plano.



Figura 7. Mecanismos de fallo en materiales compuestos laminados [21].

En general todos los mecanismos de fallo interactúan y son muy dependientes de las condiciones del impacto. En un estudio de Cheng ([22]) se sostiene que los modos de fallo aparecen secuencialmente durante el impacto (Figura 8). Empieza con el fallo por punzonamiento seguido por la rotura de fibras por tensión y por último la delaminación en la zona de salida del proyectil. Además la proporción de cada uno de estos mecanismos en el espesor se verá influida por el espesor del laminado impactado.

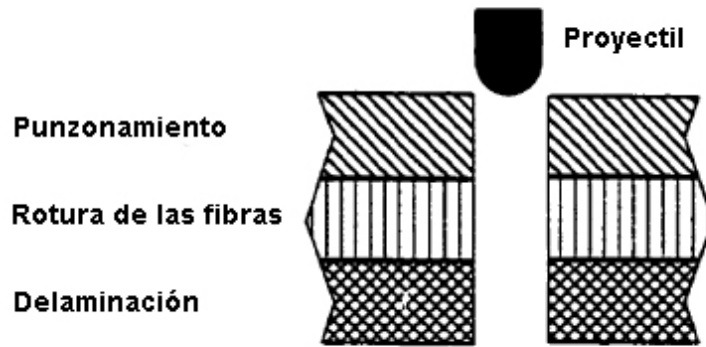


Figura 8. Secuencia de aparición de los mecanismos de fallo [21].

Al principio del impacto, se produce el fallo por punzonamiento donde el proyectil comprime el material que encuentra frontalmente y se produce cortadura en las paredes del orificio que se produce. Especialmente con proyectiles de frente plano, la compresión produce normalmente el aplastamiento del material y la cortadura puede provocar la separación de una parte de material que perfora el material restante (Figura 9). En función de las condiciones del impacto, el efecto de cortadura puede extenderse a todo el espesor resultando expulsado un “tapón” de material, este efecto se ha observado en impactos sobre laminados a velocidades bastante superiores al límite balístico [23]. En laminados de poco espesor el punzonamiento se reduce considerablemente, produciéndose inicialmente una flexión en la placa que da lugar a una concavidad [24].

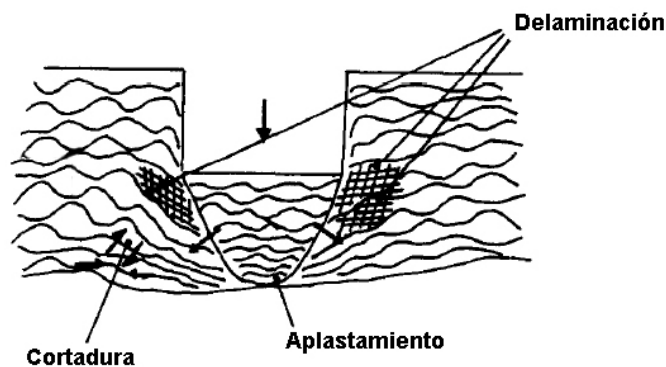


Figura 9. Avance del material aplastado frente al proyectil [5].

El fallo de las fibras se produce al avanzar el proyectil empujando las fibras y estirándolas hasta llegar a su deformación máxima. En proyectiles con punta hemisférica es más común que domine este modo de fallo, ya que no se producen tensiones tan altas de cortadura y las fibras se estiran sin que el proyectil las cizalle. En la Figura 10 se puede ver un esquema del daño producido por el proyectil al atravesar el laminado.

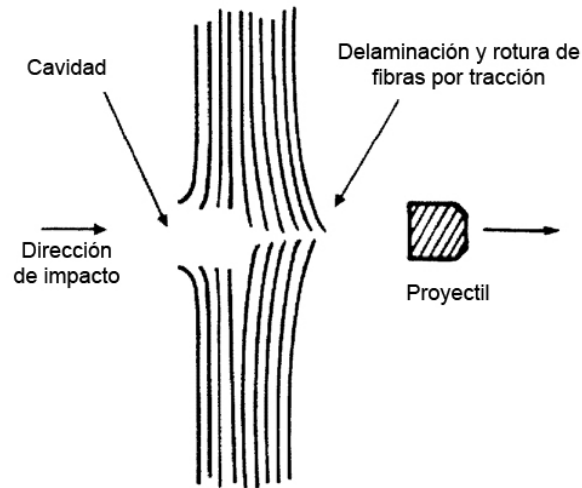


Figura 10. Esquema del daño producido en el laminado según la zona del espesor [3].

Al continuar su avance, tras la penetración inicial, el proyectil produce deformaciones en el panel en sentido lateral y en la dirección del espesor, que producirán tensiones interlaminares en el plano y tensiones interlaminares normales respectivamente. Las tensiones interlaminares ocasionan la separación de las distintas capas que forman el laminado. La delaminación aparece a lo largo de todo el orificio producido por el proyectil, pero con distinta extensión en el plano a lo largo del espesor. La mayor delaminación suele aparecer en la cara trasera de la placa debido a que al avanzar el proyectil, el espesor que queda por delante es menor y disminuye la resistencia a flexión. Al disminuir la resistencia a flexión es más fácil que las capas no perforadas puedan ser separadas antes de ser atravesadas [21].

Se ha observado que el daño producido por el impacto se extiende en el plano de distinta forma según el espesor, en laminados de poco espesor la zona dañada es triangular, con su parte más estrecha en la cara impactada. En laminados de gran espesor el daño es grande en la cara frontal y normalmente mayor en la trasera (Figura 11) [24].

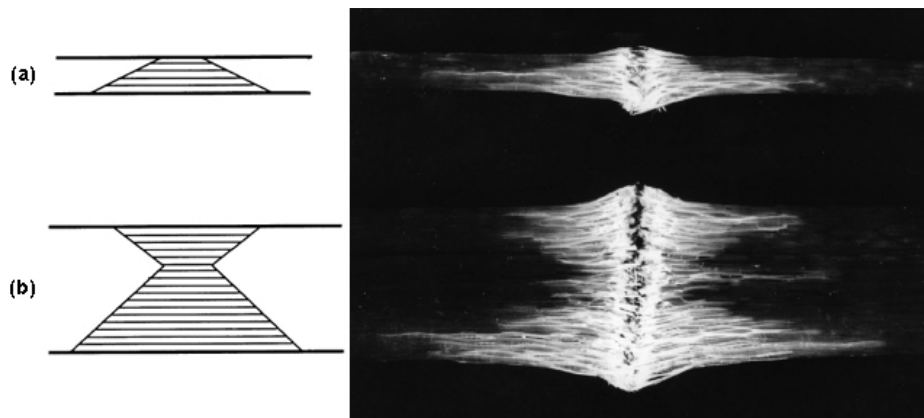


Figura 11. Distribución del daño en (a) poco espesor y (b) gran espesor [24].

Algunos investigadores han tratado de obtener información sobre los mecanismos de fallo en un impacto balístico mediante ensayos de penetración cuasi-estática. Los test cuasi-estáticos son mucho más baratos, fáciles y reproducibles que los ensayos balísticos. En los trabajos de Zhu y Wu ([23] y [25]) se encontraron diferencias significativas entre los modos de fallo en ambos test. Sin embargo en un estudio

realizado por Lee ([26]) se encontraron patrones similares en pruebas balísticas y otras realizadas de forma cuasi-estática.

El motivo de las diferencias observadas en ambos tipos de test parece estar relacionado con la velocidad del impacto y la forma del proyectil. Probablemente se pueda caracterizar el mecanismo de fallo de un laminado mediante ensayo cuasi-estático para velocidades próximas al límite balístico del material, que es donde mayores similitudes se han encontrado. Hay que tener en cuenta que además de la forma del proyectil y la velocidad de éste, las diferencias entre ambos test estarán influidas por las características del laminado; tipo de fibra, tejido, sensibilidad a la velocidad de deformación [21].

2.6 Mecanismos de absorción de energía

Durante un impacto balístico, la energía cinética del proyectil es transmitida a la placa y disipada de distintos modos. En función de los distintos parámetros de influencia en el impacto, la proporción de energía que se absorbe por cada mecanismo será distinta.

Distintos autores han considerado en diferentes publicaciones varias divisiones de los modos de absorción de energía en el impacto balístico sobre materiales compuestos poliméricos reforzados por fibra.

2.6.1 Diferenciación propuesta por Naik, Shirao y Reddy

Naik, Shirao y Reddy proponen un modelo de absorción de energía en el impacto bastante detallado en el que se consideran los siguientes mecanismos para la absorción de energía ([27]).

2.6.1.1 Formación del cono en el laminado

Al producirse el impacto una zona alrededor del punto de impacto se mueve formando una superficie cónica que crece con el avance del proyectil. Este fenómeno se ha detectado experimentalmente en compuestos de Nylon tejido [28] y en los estudios experimentales presentados en por Zhu ([8]) para laminados de Kevlar/polyester. Este tipo de deformación viene ocasionada por la propagación de las ondas transversales en el laminado.

Durante el impacto la altura del cono es igual a la distancia recorrida por el proyectil, así como las velocidades del proyectil y el vértice del cono.

Dividiendo la duración del impacto en intervalos se puede obtener la energía almacenada en cada instante del impacto. Para un determinado intervalo, conociendo la velocidad de propagación de la onda transversal en el laminado y el tiempo transcurrido desde el impacto se obtiene el radio y a partir de éste la masa. Así se puede conocer la energía almacenada de este modo en cada intervalo sabiendo que la velocidad de formación del cono es la misma que la del proyectil en ese intervalo.

2.6.1.1 Energía absorbida por las fibras primarias

Se denominan fibras primarias a aquellas que se encuentran justo frente al proyectil, ya que proporcionan la resistencia a la penetración del proyectil. Estas fibras están sometidas a tensiones mayores que el resto de las fibras. Cuando la tensión a la que están sometidas estas fibras supera su límite a alta velocidad de deformación fallan.

La tensión a la que se ven sometidas estas fibras constituye una forma de absorción de energía. En la Figura 12 se representa la variación de la tensión en una capa y en la dirección del espesor.

El fallo de la fibra se dará en el punto de mayor concentración de tensiones, que normalmente se sitúa en la zona frente al borde del proyectil. Puede haber otros puntos en los que la tensión sea más alta en función de la geometría del laminado que recibe el impacto, o de posibles imperfecciones.

Al formarse la superficie cónica, las fibras más tensionadas de entre las primarias son las que se encuentran en la zona central, pues son impactadas directamente por todo el diámetro del proyectil mientras las demás fibras primarias tienen una mayor movilidad frente al impacto y sufren una menor tensión.

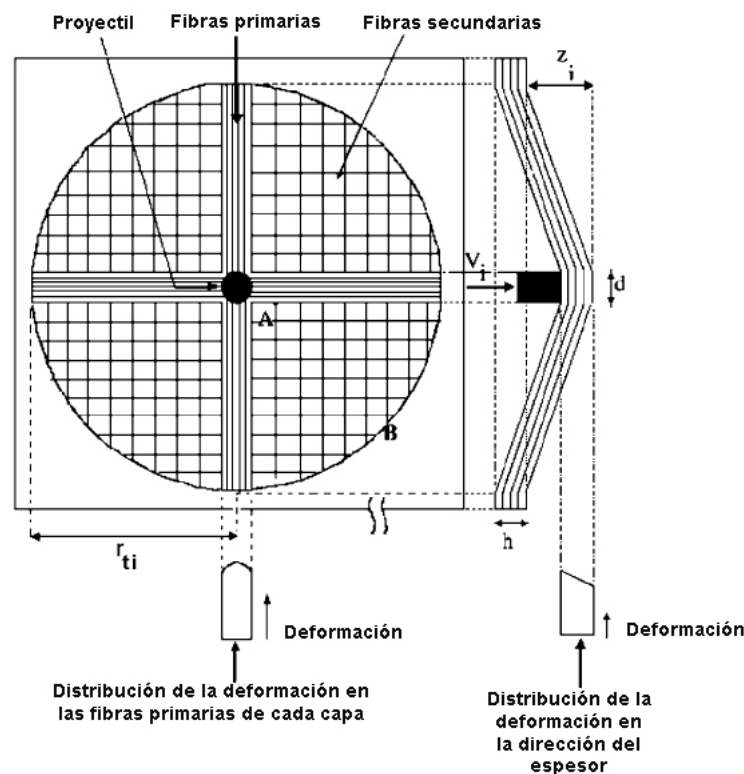


Figura 12. Formación del cono y distribución de tensiones en el laminado [27].

Las capas superiores del laminado sufren también una tensión mayor debido a la compresión que produce el proyectil, que causa una mayor deformación de éstas capas. En el estudio de Naik ([27]) se supone una variación de la tensión lineal en el espesor.

La tensión en las fibras primarias no es constante en la dirección radial (con centro en el proyectil), es máxima en el punto de impacto y decrece en la dirección radial. Es debido a la atenuación de la onda a lo largo de la fibra.

Cada una de las fibras primarias tendrá una tensión diferente, por lo que llegarán a su deformación de rotura en momentos distintos. Así pues se dará un fallo secuencial de las fibras empezando en las capas superiores. Cuando las fibras fallan, la tensión de deformación almacenada en ellas se disipa.

2.6.1.2 Energía absorbida por las fibras secundarias

Aparte de las fibras primarias, el resto de fibras que sufren deformación se denominan fibras secundarias. La deformación de las fibras secundarias también supone un cierto almacenamiento de energía. Estas fibras tendrán una tensión que depende de la distribución de tensiones, así en la Figura 12 el punto A tendrá una tensión similar a las fibras primarias y en el punto B la tensión será próxima a cero. En el estudio realizado por Naik ([27]) se supone que la variación entre estos dos puntos es lineal al igual que la variación en el espesor.

2.6.1.3 Energía absorbida por delaminación y rotura de la matriz

El material del laminado también absorbe energía por el fallo interlaminar y de la matriz. El fallo de la matriz precede en algunos casos a la delaminación, ya que en la zona en la que falla la matriz las láminas quedan sin unión entre ellas. Al iniciarse la delaminación de este modo es más fácil que se propague al avanzar el proyectil.

La propagación de la delaminación es principalmente por modo I en la cara trasera de la placa debido a la onda de presión que genera el proyectil. En el recorrido del proyectil a través del laminado se producen esfuerzos en el plano del laminado que provocan la propagación en modo II.

Se ha observado que en laminados con fibras tejidas la propagación de la delaminación es mayor en las direcciones de la trama y la urdimbre [25] [29]. Esto puede ser debido a las características ortotrópicas del material tejido. Como consecuencia, el área delaminada tiene una forma similar a una cruz y no circular.

2.6.1.4 Energía absorbida por la cortadura

En los laminados impactados por proyectiles romos se observa una zona de cortadura con forma tronco-cónica frente al proyectil. Este efecto se ha encontrado principalmente en laminados de fibra de carbono o grafito [30][26].

Cuando se produce este efecto de forma extensa en todo el espesor, el proyectil arrastra un tapón de material que se separa de la placa por el fallo a cortadura en sus laterales como se ve en la primera imagen de la Figura 7.

Esta formación del tapón no se ha observado en compuestos con fibras con una gran deformación a rotura a alta velocidad de deformación como la fibra de vidrio [27].

2.6.1.5 Energía absorbida por la fricción entre proyectil y placa

La penetración de la placa puede darse por el fallo en tensión de sus fibras, por fallo a cortadura formándose un tapón o por una combinación de ambos mecanismos. En cualquiera de los casos, para atravesar completamente el laminado, el proyectil debe

vencer la resistencia debida a la fricción con las paredes del orificio formado. Si se da el caso de que la energía del proyectil perfora el material pero no es suficiente para vencer la fricción, éste quedará atrapado en el material.

La fricción dependerá, aparte de los materiales y velocidad, de la textura de las paredes del orificio que será distinta según el modo de fallo. Una alta fricción provocará incrementos de temperatura, que pueden modificar a su vez la interacción de las paredes del proyectil con las del orificio.

Algunos investigadores han tomado la fuerza de fricción en el impacto balístico igual a la que se obtiene en ensayos de penetración cuasi-estáticos. También se han utilizado los resultados experimentales en ensayos cuasi-estáticos para obtener la energía absorbida por fricción durante el impacto [31].

2.6.1.6 Otros posibles modos de absorción de energía

Además de los mencionados anteriormente se puede incluir como mecanismo de absorción de energía la deformación por flexión en la zona donde impactan los bordes del proyectil, o en los bordes del cono que forma el laminado.

Aunque en la mayoría de casos sea despreciable, según las condiciones del impacto se debe tener en cuenta la energía que absorbe el proyectil al deformarse.

2.6.2 Otras diferenciaciones

En un estudio de Morye ([28]) se había desarrollado ya un modelo anterior más simple, teniendo en cuenta sólo la energía por fallo de las fibras primarias, la energía elástica almacenada en las fibras secundarias y la energía cinética del cono formado en el laminado. En el trabajo de Morye se indica, que de estos mecanismos, el dominante es el de la energía cinética del cono. Es importante tener en cuenta que en este trabajo no se tuvo en cuenta la delaminación como mecanismo de absorción de energía.

También Mines ([32]) realiza una división de los mecanismos de pérdida de energía, en este caso atendiendo a las etapas del recorrido del proyectil en el laminado. Divide la energía transmitida en tres etapas, perforación local, delaminación y fricción. A su vez la perforación local está dividida en tres regímenes, fallo por cortadura, fallo a tracción y fallo conjunto por tracción y delaminación.

2.7 Modelos analíticos de predicción del límite balístico

2.7.1 Modelo de Walker para tejido y efecto de la resina

En un trabajo de Walker ([33]) se muestra un modelo para el cálculo del límite balístico de tejidos de fibras sin resina, junto con una adaptación del modelo para tener

en cuenta el efecto de la resina en cuanto al incremento de la rigidez a flexión que produce en la placa.

2.7.1.1 Predicción del límite balístico sin resina

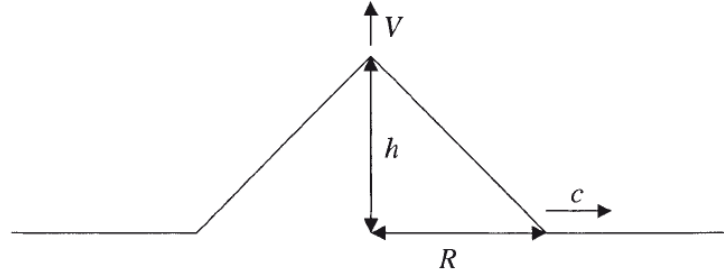


Figura 13: Geometría de la deformación de la placa durante el impacto [33].

Cuando el proyectil impacta en el tejido, se forma un cono (Figura 13). Experimentalmente se ha observado que la proporción entre la altura de la pirámide h y el radio R es constante. La proporción está directamente relacionada con la deformación sufrida por las fibras del tejido. Como primera aproximación se puede calcular la deformación como,

$$\varepsilon_{xx} = \frac{\sqrt{h^2 + R^2}}{R} - 1 \approx \frac{1}{2} \left(\frac{h}{R} \right)^2 \quad \text{Ec. 9}$$

Esta expresión es solo una aproximación, pues en un caso real hay una influencia importante de la relación entre el diámetro del proyectil y el de la base de la pirámide formada. También al avanzar en el proceso de penetración se incrementa el diámetro de la base de la pirámide y la deformación crece llegando a la rotura de la fibra.

Dado que Cunniff observó que la relación h/R es constante ([13]), se puede determinar el valor de esta relación en el inicio del impacto. Al principio la altura crece a una velocidad V , obtenida a partir del balance de cantidad de movimiento en el instante del impacto. Siendo V_0 la velocidad de impacto del proyectil, m_p la masa del proyectil, A_p el área frontal del proyectil y $\tilde{\rho}$ la densidad de área del panel.

El factor β representa la cantidad de tejido que afecta inercialmente al balance de cantidad de movimiento, de forma aproximada. Experimentalmente se ha obtenido $\beta \approx (1,6)^2 \approx 2,56$ [33].

$$V = \frac{m_p}{m_p + \beta A_p \tilde{\rho}} V_0 \quad \text{Ec. 10}$$

La base de la pirámide crece a una velocidad c , esta velocidad es la de la onda transversal que de acuerdo al análisis dimensional realizado por Walker en un trabajo previo ([11]) tiene la expresión

$$c = c_1 c_f V^{1-\alpha} \quad \text{Ec. 11}$$

En esta expresión c_f es la velocidad de la onda en la fibra (obtenida a partir del Módulo de Young y la densidad). En el modelo presentado por Walker ([11]), un tejido tirante tiene un $\alpha = 1/2$. Un tejido rizado o suelto conlleva un mayor valor de α (aunque siempre menor que 1).

A partir de la Ec. 11 donde se obtiene la velocidad de la onda transversal, se puede calcular h/R , asumiendo que en los primeros instantes $h = Vt$ y $R = ct$:

$$\frac{h}{R} = \frac{1}{c_1} \left(\frac{V}{c_f} \right)^\alpha \quad \text{Ec. 12}$$

Asumiendo una deformación de ruptura de las fibras ε_{fmax} y sustituyendo en la Ec. 12 se puede obtener la relación h/R para el límite balístico.

$$\frac{h}{R} = \sqrt{2\varepsilon_{fmax}} \quad \text{Ec. 13}$$

Utilizando Ec. 10, Ec. 12 y Ec. 13 se puede obtener una predicción del límite balístico.

$$\begin{aligned} V_{bl} &= \frac{m_p + \beta A_p \tilde{\rho}}{m_p} c_f \varepsilon_{fmax}^{1/2\alpha} (c_1 \sqrt{2})^{1/\alpha} \\ &= (1 + \beta \Gamma_0) \varepsilon_{fmax}^{1/2\alpha} (c_1 \sqrt{2})^{1/\alpha} \end{aligned} \quad \text{Ec. 14}$$

En la segunda expresión se utiliza el parámetro adimensional introducido por Cunniff ([34]), Γ_0 , que mide la relación entre las densidades de área del proyectil y del tejido.

$$\Gamma_0 = \frac{A_p \tilde{\rho}}{m_p} \quad \text{Ec. 15}$$

En el trabajo previo de Walker ([11]) se propone un modelo más refinado para el límite balístico que representa de forma más correcta la curvatura de la curva del límite balístico, Ec. 16, a diferencia de la Ec. 14 que no capta esta característica.

$$V_{bl} = \frac{9}{2} (1 + \beta \Gamma_0) \varepsilon_{fmax}^{\frac{1}{2\alpha}} \left\{ \left(\frac{R_{bl}}{R_p} \right)^{2/3} - 2 \left(\frac{R_{bl}}{R_p} \right)^{1/3} + 3 \right\}^{-1} \quad \text{Ec. 16}$$

Donde

$$\frac{R_{bl}}{R_p} = \sqrt{\frac{9\pi}{8} \left(\frac{1}{\Gamma_0} + \beta \right)} \quad \text{Ec. 17}$$

2.7.1.2 Efecto de la adición de resina

Con la adición de una pequeña parte de resina, si se asume que se mantiene la densidad de área parte del tejido se debe restar. Debido a que la masa del sistema fibra-resina será igual, la velocidad de crecimiento de la pirámide será la misma (Ec. 10). La velocidad transversal sin embargo varía por la reducción de la cantidad de fibra y por tanto de la rigidez.

$$c_f = \sqrt{\frac{E_f(1-r)}{\rho}} \quad \text{Ec. 18}$$

El valor r representa la fracción másica de resina en el sistema, de forma que $r = 0$ significa que no se añade resina y $r = 1$ que no hay refuerzo.

Introduciendo las condiciones de la Ec. 18 y la Ec. 14 se obtiene un nuevo límite balístico que tiene en cuenta la adición de una pequeña parte de resina, manteniéndose la densidad de área.

$$V_{bl}(\Gamma_0, r) = \sqrt{1 - r} V_{bl}(\Gamma_0, 0) \quad \text{Ec. 19}$$

Si se supone que la resina sólo añade masa al sistema, se obtiene siempre una reducción del límite balístico con la adición de resina, y en la misma cantidad independientemente de la densidad de área.

Experimentalmente no se observa correspondencia con este resultado. Para valores pequeños de Γ_0 (pequeña densidad de área) sí se observa esta reducción, pero para valores mayores de Γ_0 los sistemas de tejido con resina presentan un límite balístico mayor que para el tejido solo.

2.7.1.2.1 Efectos adicionales de la adición de resina, influencia de la rigidez a flexión

Existen otros cuatro mecanismos por los que la adición de resina afecta al límite balístico del material.

- Introduce resistencia a la flexión, a diferencia del tejido que solo sufre tensiones de tracción. De esta forma se incrementa a la deformación y el límite balístico.
- El aumento de la rigidez a flexión conlleva un incremento de la velocidad transversal, reduciendo la deformación y por tanto aumentando el límite balístico.
- El panel con una mayor rigidez deforma el proyectil, aumentando el área proyectada, por lo que aumenta Γ_0 y por tanto aumenta el límite balístico.
- Es posible que con cantidades importantes de resina, ésta soporte rígidamente las fibras permitiendo su fallo por cortadura ante el proyectil en lugar de producirse el fallo por tracción. Este fenómeno provoca una disminución del límite balístico porque las fibras no fallan en su modo óptimo (tracción).

Se expone a continuación el método que Walker introduce para cuantificar el incremento de la rigidez a flexión al introducir la resina.

La rigidez a flexión de vigas y placas es proporcional al momento de inercia de la sección, es decir, proporcional al cubo del espesor. Para un tejido con resina se asume que el espesor de la placa es proporcional a la densidad de área. Se puede escribir el crecimiento de la rigidez de la placa de la siguiente forma

$$E = E_f(1 - r)(1 + \gamma(r)\Gamma_0^3) \quad \text{Ec. 20}$$

En esta ecuación, γ es una función dependiente de r que se debe determinar. De forma experimental se ha obtenido que los límites balísticos para el tejido y para el compuesto coinciden para valores de Γ_0 entre 0,3 y 0,5. Aproximando para un valor de $\Gamma_0 = 1/\beta = 0,39$ se obtiene

$$\gamma(r) = \frac{r}{1 - r} \beta^3 \quad \text{Ec. 21}$$

Incorporando la Ec. 21 en la ecuación de la velocidad transversal se obtiene una expresión del límite balístico que tiene en cuenta la rigidez a flexión introducida por la resina.

$$V_{bl}(\Gamma_0, r) = \sqrt{1 - r + r(\beta\Gamma_0)^3} V_{bl}(\Gamma_0, 0) \quad \text{Ec. 22}$$

En el trabajo de Walker ([33]) se muestra una comparación de los resultados de límite balístico de éstas ecuaciones con una serie de datos.

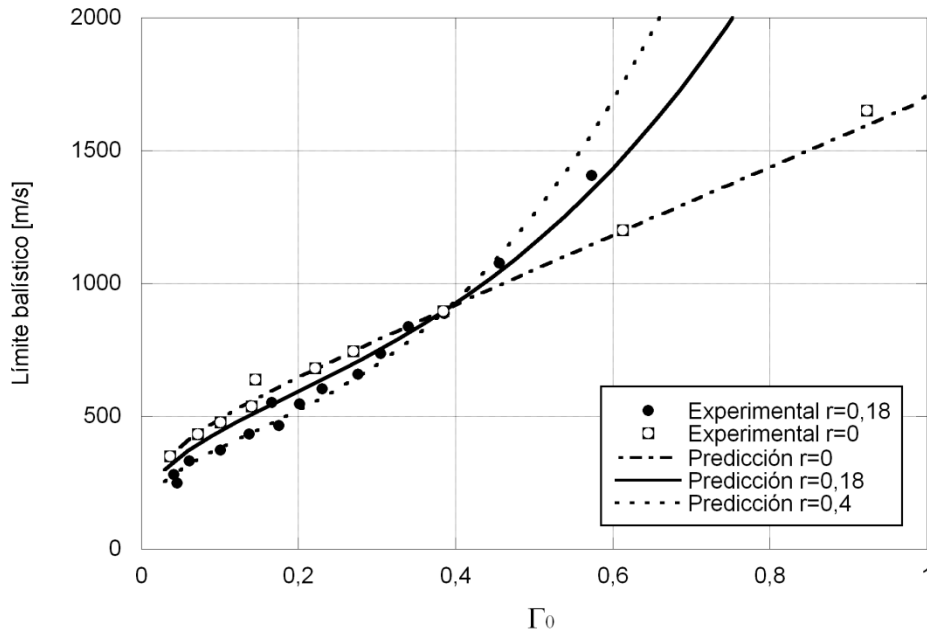


Figura 14. Curvas del límite balístico para casos experimentales y predicciones según las ecuaciones anteriores [33].

Los datos experimentales provienen de un artículo de Cunniff ([34]) y fueron obtenidos con un tejido de Kevlar 29 cuyas propiedades son: una velocidad del sonido de 7400 m/s, una deformación a rotura de 3,5% y en el caso del compuesto un 18% de resina. Se muestra también en la Figura 14 una curva con una proporción de resina del 40%.

Se muestra que este modelo coincide razonablemente con las observaciones experimentales, prediciendo las diferencias observadas entre el comportamiento de los tejidos sin resina y los compuestos. Los tejidos sin resina muestran un mayor límite balístico para valores de densidad de área bajos, pero al crecer la densidad de área, los compuestos comienzan a mejorar su límite balístico debido al incremento en la rigidez a flexión introducida.

2.7.2 Modelo de Van Gorp

En un estudio realizado por Van Gorp ([35]) se presenta un modelo muy simple para la predicción del límite balístico en paneles formados por tejidos impactados por proyectiles FSP.

Se desarrolla a partir de la fórmula de la Ec. 23 utilizada anteriormente ([36] [37]). Esta fórmula parte de la asunción de que la energía cinética absorbida por el panel en un impacto con un proyectil FSP es proporcional al espesor. Considerando el panel homogéneo, la densidad de área se puede considerar como el producto de la densidad de la placa por el espesor. Así la energía cinética crítica del proyectil es proporcional a la densidad de área.

$$V_{50} = K\sqrt{\tilde{\rho}} \quad \text{Ec. 23}$$

En esta fórmula K corresponde a una constante dependiente del material utilizado en el panel y del tipo de proyectil FSP utilizado. Utilizando las variables en unidades del SI, el valor de K varía aproximadamente entre 150 para nylon y 230 para fibras más avanzadas, aunque hay que tener en cuenta la influencia también del tamaño del proyectil.

Van Gorp modifica esta fórmula separando la influencia de la masa del proyectil de la constante K. Se considera la influencia de la masa como un factor elevado a $-1/6$, utilizando como unidad gramos.

$$V_{50} = K m_p^{-1/6} \sqrt{\tilde{\rho}} \quad \text{Ec. 24}$$

De esta forma se podría caracterizar un material y obtener una predicción aproximada para distintos proyectiles y espesores. Para laminados de Dyneema el valor dado para K en el trabajo de Chocron ([38]) es 232, mientras que para Kevlar 29 se da en un estudio de Mamivand el valor 252 [39]. En ambos casos utilizando unidades del SI excepto para la masa del proyectil, en gramos.

Mediante la constante correspondiente a cada material se pueden valorar las prestaciones de éste en el rango de aplicación del ajuste, pues una constante mayor asegura un límite balístico mayor para cualquier proyectil y espesor, en el caso anterior el laminado de Kevlar 29 siempre superará al de Dyneema.

2.7.3 Modelo de Wen

En un trabajo publicado por Wen ([40]) se propone un modelo del proceso de penetración y perforación de distintos proyectiles en materiales compuestos suponiendo una presión resistente dividida en una parte estática σ_s y otra dinámica σ_d fruto de los efectos de la velocidad (Ec. 25).

$$\sigma = \sigma_s + \sigma_d \quad \text{Ec. 25}$$

Se asume que la presión resistente estática corresponde al límite elástico a compresión del laminado (σ_e) y la presión resistente dinámica es función de $(\rho/\sigma_e)^{1/2}V_0$ resultando en $\sigma_d = \beta(\rho/\sigma_e)^{1/2}V_0\sigma_e$ por lo que la Ec. 25 queda,

$$\sigma = \left[1 + \beta \sqrt{\frac{\rho}{\sigma_e}} V_0 \right] \sigma_e \quad \text{Ec. 26}$$

V_0 es la velocidad inicial del proyectil, ρ la densidad del laminado y β un parámetro constante que es necesario determinar de forma experimental.

2.7.3.1 Penetración del proyectil

Suponiendo un proyectil con punta de cono truncado, existen dos tramos diferentes en su recorrido en el laminado, la zona cónica y la zona cónica junto con la cilíndrica, con distintas fuerzas resistentes.

El caso de la punta tronco-cónica permitirá posteriormente la particularización del resultado obtenido para punta cónica y para proyectil de cara plana.

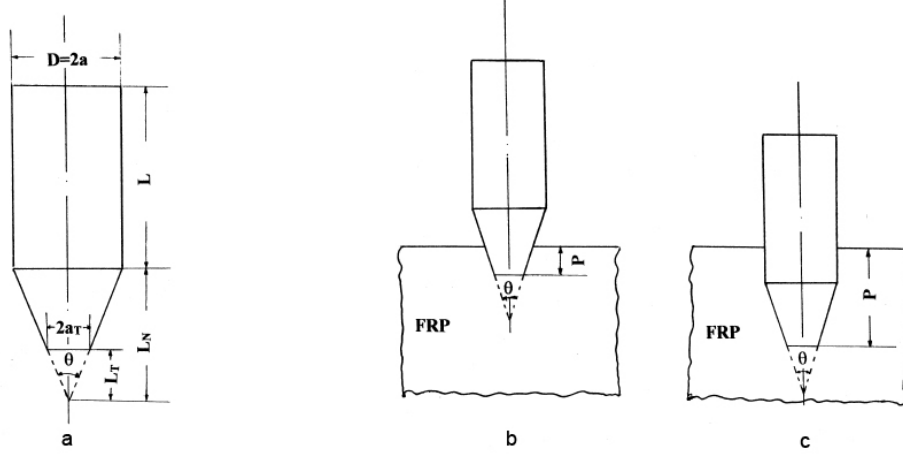


Figura 15. Geometría del proyectil (a), posibles fases de la penetración: $P \leq L_N - L_T$ (b) y $P > L_N - L_T$ (c) [40].

2.7.3.1.1 Caso I. $P \leq L_N - L_T$

En este caso la fuerza resistiva responderá a la Ec. 27 donde σ_{plano} y σ_{cono} son las presiones resistentes sobre la zona plana y la zona cónica respectivamente. Evaluando estas presiones en la Ec. 26, para la presión sobre la cara plana se toma $\beta = 2$ y para la zona cónica $\beta = 2\sin(\theta/2)$, siendo θ el ángulo del cono del proyectil [40].

$$F = \sigma_{plano}A_T + \sigma_{cono}(A - A_T) \quad \text{Ec. 27}$$

Introduciendo en la expresión anterior ambas áreas: $A = \pi(P + L_T)tg^2(\theta/2)$ y $A_T = \pi L_T^2 tg^2(\theta/2)$; queda,

$$F = \sigma_{plano}\pi L_T^2 tg^2 \frac{\theta}{2} + \sigma_{cono} \left[\pi P^2 tg^2 \frac{\theta}{2} + 2\pi P L_T tg^2 \frac{\theta}{2} \right] \quad \text{Ec. 28}$$

Ahora considerando que toda la energía transferida por el proyectil se disipa mediante esta fuerza, la energía cinética inicial del proyectil (E_0) se puede expresar como sigue.

$$E_0 = \int_0^P F dP = \pi \sigma_{plano} L_T^2 P tg^2 \frac{\theta}{2} + \frac{\pi}{3} \sigma_{cono} P^3 tg^2 \frac{\theta}{2} + \pi \sigma_{cono} P^2 L_T tg^2 \frac{\theta}{2} \quad \text{Ec. 29}$$

2.7.3.1.2 Caso II. $P > L_N - L_T$

La fuerza resistente cuando se ha sobrepasado la zona tronco-cónica corresponde a la Ec. 27 con el área A constante y correspondiente a la base del cilindro, A_0 .

$$F = \sigma_{plano} A_T + \sigma_{cono} (A_0 - A_T) \quad \text{Ec. 30}$$

Considerando una vez más la energía cinética del proyectil disipada por la fuerza resistente en la penetración.

$$E_0 = \int_0^{L_N - L_T} F dP + \int_{L_N - L_T}^P F dP \quad \text{Ec. 31}$$

Resultando,

$$E_0 = \pi \sigma_{cono} L_N^2 t g^2 \frac{\theta}{2} \left\{ \left[1 + \left(\frac{L_T}{L_N} \right)^2 \left(\frac{\sigma_{plano}}{\sigma_{cono}} - 1 \right) \right] - \left[1 - \left(\frac{L_T}{L_N} \right)^2 \right] \left(\frac{2L_N}{3} - \frac{L_T}{3} \right) \right\} \quad \text{Ec. 32}$$

Un análisis similar se puede realizar para proyectiles de punta truncada ojival, se puede ver en la referencia [40], que permite con los cambios adecuados un análisis de los casos de punta ojival y punta hemisférica.

A partir de estos resultados, en un trabajo posterior junto a He y Qin ([41]) se realizan simulaciones numéricas con las que se pretende obtener información del recorrido del proyectil y se compara con datos experimentales consiguiendo, en algunos casos, un buen ajuste.

2.7.3.2 Perforación de laminados por distintos proyectiles

A partir de un enfoque energético se puede deducir que la energía cinética para un proyectil de punta tronco-cónica responde a la Ec. 33.

$$E_0 = \pi a^2 t \sigma_{cono} \left[1 + \left(\frac{\sigma_{plano}}{\sigma_{cono}} - 1 \right) \left(\frac{a_T}{a} \right)^2 \right] \quad \text{Ec. 33}$$

En esta ecuación t corresponde al espesor del laminado, a_T y a son los radios de la parte truncada y de la base del cilindro respectivamente como se indica en la Figura 15.

Sustituyendo en la anterior ecuación con la expresión de la energía cinética del proyectil en el límite balístico, $E = (1/2)m_p V_b^2$, se puede obtener una expresión del límite balístico, Ec. 34.

$$V_b = \sqrt{\frac{2\pi a^2 t \sigma_{cono}}{m_p} \left[1 + \left(\frac{\sigma_{plano}}{\sigma_{cono}} - 1 \right) \left(\frac{a_T}{a} \right)^2 \right]}^{1/2} \quad \text{Ec. 34}$$

2.7.3.2.1 Proyectiles de punta cónica

A partir del caso de proyectil con punta tronco-cónica, se debe modificar el radio de la zona plana, que pasa a ser cero. Considerando este cambio y sustituyendo en la Ec. 34 la presión por su expresión con la correspondiente $\beta = 2\text{sen}(\theta/2)$, se obtiene una expresión del límite balístico para proyectiles de punta cónica.

$$V_b = \frac{\pi \operatorname{sen}\left(\frac{\theta}{2}\right) \sqrt{\rho \sigma_e} D^2 t}{2m_p} \left[1 + \sqrt{1 + \frac{2m_p}{\pi \operatorname{sen}^2\left(\frac{\theta}{2}\right) \rho D^2 t}} \right] \quad \text{Ec. 35}$$

Esta expresión muestra una buena correlación con datos experimentales correspondientes a paneles de fibra de vidrio y a fibra de Kevlar [40].

2.7.3.2.2 Projectiles de cara plana

De forma similar para obtener la particularización para proyectiles de cara plana, se debe tomar la expresión correspondiente a los proyectiles cónicos (Ec. 35) pero con ángulo $\theta = 180^\circ$.

$$V_b = \frac{\pi \sqrt{\rho \sigma_e} D^2 t}{2m_p} \left[1 + \sqrt{1 + \frac{2m_p}{\pi \rho D^2 t}} \right] \quad \text{Ec. 36}$$

También se muestra una buena correlación de esta ecuación con datos experimentales de paneles de fibra de vidrio en el estudio de Wen [40].

2.7.3.2.3 Projectiles de punta hemisférica

A partir del análisis que se realiza por Wen ([40]) para los proyectiles de punta ojival truncada se puede particularizar el caso de un proyectil de punta hemisférica, cuya expresión del límite balístico corresponde a la siguiente.

$$V_b = \frac{3\pi \sqrt{\rho \sigma_e} D^2 t}{8m_p} \left[1 + \sqrt{1 + \frac{32m_p}{9\pi \rho D^2 t}} \right] \quad \text{Ec. 37}$$

Al igual que los anteriores casos, éste también muestra una buena correlación con los datos experimentales que se muestran en el mismo estudio para paneles de fibra de vidrio.

2.7.4 Modelo de Naik y Shrirao

El trabajo realizado por los autores Naik y Shrirao ([42]) muestra, a partir de la división de los modos de absorción de energía en el impacto presentada en el apartado 2.6.1, un modelo para la predicción del límite balístico que, dividiendo en pequeños intervalos temporales, pretende simular el recorrido del proyectil a través del laminado.

En este modelo se asumen unas hipótesis que simplifican algunos aspectos del fenómeno del impacto.

- El proyectil es perfectamente rígido durante el impacto.
- El movimiento del proyectil en cada intervalo temporal es uniforme.
- Las fibras actúan independientemente.
- Se separa la absorción de energía por deformación o daño de las fibras primarias y de las fibras secundarias.

- Las velocidades de onda longitudinal y transversal son iguales en todas las capas.

Se supone que en el instante inicial toda la energía es la energía cinética del proyectil a la velocidad inicial, V_0 . Posteriormente se divide entre los distintos mecanismos de daño y la energía cinética del cono de laminado que se desplaza a la misma velocidad que el proyectil en cada instante (V_i) y con una masa distinta en cada instante (M_{ci}). De esta forma en cada instante la energía cinética del proyectil y del cono de laminado debe ser igual a la energía cinética inicial del proyectil menos la energía absorbida por los daños en el laminado (E_{i-1}).

$$\frac{1}{2}m_p V_0^2 - E_{i-1} = \frac{1}{2}(m_p + M_{ci})V_i^2 \quad \text{Ec. 38}$$

A partir de esta expresión al final del i -ésimo intervalo la velocidad del proyectil y el cono será la que se muestra en Ec. 39.

$$V_i = \sqrt{\frac{\frac{1}{2}m_p V_0^2 - E_{i-1}}{\frac{1}{2}(m_p + M_{ci})}} \quad \text{Ec. 39}$$

Para obtener la masa del cono formado se debe conocer el radio de la zona desplazada por la onda transversal, que se asume como un círculo pese a observarse una forma en la que la onda viaja más deprisa en la dirección de las fibras primarias. Siendo la velocidad de onda transversal según la Ec. 40, con ε_e y σ_e la deformación y la tensión correspondientes al límite elástico de la fibra.

$$c_t = \sqrt{\frac{(1 + \varepsilon_e)\sigma_e}{\rho}} - \int_0^{\varepsilon_e} \sqrt{\frac{1}{\rho} \left(\frac{d\sigma}{d\varepsilon} \right)} d\varepsilon \quad \text{Ec. 40}$$

Con esta velocidad de onda se puede calcular el radio del cono y posteriormente la masa desplazada.

$$r_{ti} = \sum_{n=0}^{n=i} c_{tn} \Delta t \quad \text{Ec. 41}$$

$$M_{ci} = \pi r_{ti}^2 t \rho \quad \text{Ec. 42}$$

La energía absorbida se divide según los distintos mecanismos que intervienen en el impacto.

$$E_{i-1} = E_{COR(i-1)} + E_{SEC(i-1)} + E_{PRI(i-1)} + E_{DEL(i-1)} + E_{MAT(i-1)} \quad \text{Ec. 43}$$

2.7.4.1 Energía de cortadura

Cada incremento de la energía de cortadura viene dado por el producto de la distancia cizallada por el área donde está aplicada la cortadura por la resistencia a cortadura del laminado (S_{COR}). En la expresión Ec. 44, N es el número de láminas que sufren cortadura, t_l el espesor de cada lámina, t el espesor del laminado y D el diámetro del proyectil.

$$\Delta E_{CORi} = N t_l S_{COR} \pi D t \quad \text{Ec. 44}$$

La energía absorbida por cortadura al final del i -ésimo intervalo será la suma de todos los incrementos anteriores.

$$E_{CORi} = \sum_{n=0}^{n=i} \Delta E_{CORn} \quad \text{Ec. 45}$$

2.7.4.2 Energía de deformación de las fibras secundarias

Las fibras secundarias, aquellas que no son impactadas directamente por el proyectil, sufren diferentes deformaciones según la posición en la que se encuentran.

$$\begin{aligned} \varepsilon_{fs} &= \varepsilon_{fp} & \text{si} & \quad r = D/\sqrt{2} \\ \varepsilon_{fs} &= 0 & \text{si} & \quad r = r_{ti} \end{aligned} \quad \text{Ec. 46}$$

ε_{fs} es la deformación de las fibras secundarias, ε_{fp} es la deformación de las fibras primarias. Ambas deformaciones serán iguales en aquellos puntos donde están contiguas (punto A en Figura 12) y la deformación en las fibras secundarias será cero para los puntos donde aún no ha llegado la onda transversal. Se considera que la variación entre ambos puntos extremos de la deformación es lineal.

A partir de estas condiciones de contorno, la Ec. 47 proporciona la energía absorbida por la deformación de las fibras secundarias hasta el final del intervalo i -ésimo.

$$E_{SECI} = \int_{D/\sqrt{2}}^{r_{ti}} \left(\int_0^{\varepsilon_{fst}} \sigma_{fs}(\varepsilon_{fs}) d\varepsilon_{fs} \right) t \{2\pi r - 8r \sin^{-1}(D/2r)\} dr \quad \text{Ec. 47}$$

2.7.4.3 Energía por fallo de las fibras primarias

Las fibras primarias sufren las mayores deformaciones por encontrarse directamente impactadas por el proyectil, y son las que sufren fallo por tensión. El fallo por tensión disipa una cierta cantidad de energía. Hay que tener en cuenta que no todas las fibras sufrirán el fallo en el mismo instante. Para una fibra con un área transversal A_f la energía disipada viene dada por Ec. 48.

$$E_{PRI} = A_f \int_0^x \left(\int_0^{\varepsilon_{fmax} b^{x/a}} \sigma(\varepsilon) d\varepsilon \right) dx \quad \text{Ec. 48}$$

En esta expresión ε_{fmax} es la deformación de rotura. Si en el mismo intervalo fallan N fibras, se debe multiplicar por N la cantidad de energía disipada.

2.7.4.4 Energía de delaminación y fallo de la matriz

La delaminación se produce en una zona que dista de ser circular, con una extensión mayor en la dirección de las fibras primarias. Así se denomina un factor A_{ql} , que es el porcentaje de la correspondiente área circular de radio r_d que ha sufrido delaminación. En este modelo se supone una delaminación en modo II, con la

correspondiente energía de delaminación G_{IICd} . Por su parte el fallo de la matriz también lleva asociado una energía por unidad de volumen, E_{mt} .

$$\begin{aligned}\Delta E_{DELi} &= P_d \pi (r_{d(i+1)}^2 - r_{di}^2) A_{ql} G_{IICd} \\ \Delta E_{MATi} &= P_m \pi (r_{d(i+1)}^2 - r_{di}^2) A_{ql} E_{mt} t\end{aligned}\quad \text{Ec. 49}$$

El porcentaje de delaminación está representado por P_d y el porcentaje de fallo de la matriz por P_m . Con estos incrementos de energía absorbida se puede obtener la energía absorbida por estos mecanismos hasta el intervalo i -ésimo.

$$\begin{aligned}E_{DELi} &= \sum_{n=1}^{n=i} \Delta E_{DELn} \\ E_{MATi} &= \sum_{n=1}^{n=i} \Delta E_{MATn}\end{aligned}\quad \text{Ec. 50}$$

2.7.5 Relación entre los parámetros de Cunniff para protecciones de tejido por Porwal y Phoenix

El estudio realizado por Porwal y Phoenix ([43]) toma los parámetros adimensionales introducidos por Cunniff para utilizar una curva maestra en impactos sobre tejido, encontrando un ajuste para su relación basándose en datos experimentales y aproximaciones analíticas.

No se busca en este modelo ninguna adaptación a compuestos con resina, pero como se muestra en el modelo anterior, ambos tipos de protección balística presentan una importante relación.

2.7.5.1 Parámetros de Cunniff

Cunniff ([44]) introdujo un marco para representar los resultados empíricos en sistemas de tejido multicapa impactados por proyectiles cilíndricos en una curva maestra para distintos tejidos de forma que se puedan representar distintos datos experimentales con distintos tejidos en un mismo gráfico.

El marco se basa en dos parámetros adimensionales, el primero es relación de densidad de área (Γ_0), que relaciona la masa de ambas partes contenida en el área frontal del proyectil. Este parámetro es el mismo utilizado en el estudio realizado por Walker ([33]) y en el apartado 2.7.1.

$$\Gamma_0 = \frac{A_p \tilde{\rho}}{m_p} = \frac{\rho_y h \pi r_p^2}{m_p} \quad \text{Ec. 51}$$

A_p es el área frontal del proyectil, m_p la masa del proyectil y $\tilde{\rho}$ la densidad de área.

El otro parámetro es la velocidad normalizada que modifica la velocidad del límite balístico.

$$\Pi = \frac{V_{50}}{\sqrt[3]{\Omega}} \quad \text{Ec. 52}$$

El parámetro Ω tiene en cuenta las propiedades de las fibras; $\sigma_{y\max}$ es la resistencia a rotura, $\varepsilon_{y\max}$ la deformación a rotura, E_f el módulo de Young y ρ_y la densidad.

$$\Omega = \frac{\sigma_{f\max}\varepsilon_{f\max}}{2\rho} \sqrt{\frac{E_f}{\rho}} = \frac{1}{2} \left(\frac{\sigma_{f\max}}{\rho} \right)^{3/2} \varepsilon_{f\max}^{1/2} \quad \text{Ec. 53}$$

2.7.5.2 Relación entre parámetros

A continuación se muestra una pequeña parte del análisis realizado por Phoenix y Porwal ([43]) para encontrar una relación entre los parámetros anteriormente mencionados a partir de las propiedades del tejido impactado y las propiedades del proyectil.

Se realizan las siguientes hipótesis.

- $V_0 \ll c \ll c_m$
- $0 < \Gamma_0 < 1$
- $0 < \varepsilon_{f\max} \ll 1$

Estas condiciones se cumplen en la gran mayoría de materiales e impactos balísticos con protecciones ligeras de tejido. c es la velocidad de la onda transversal y c_m es la velocidad de onda en la membrana que es igual a la velocidad de onda en la fibra dividido entre $\sqrt{2}$ ($c_m = c_f/\sqrt{2}$), para tener en cuenta las fibras en dirección transversal que añaden masa sin variar la rigidez [45].

Además se supone que el proyectil es cilíndrico con cara plana y las láminas tienen características isotropas en el plano.

En el inicio del impacto la deformación que se produce en la zona de la lámina frente al borde del proyectil viene dada por Ec. 54. En ese punto se da el inicio de la onda transversal que irá avanzando a través del material.

$$\varepsilon_{p0} = \left(\frac{V_0}{\sqrt{2}c_m(1 + \Gamma_0)} \right)^{4/3} \quad \text{Ec. 54}$$

Se puede suponer que la máxima deformación se dará en la zona próxima al borde del proyectil durante todo el recorrido de éste. Según avanza el proyectil y la onda transversal la deformación evolucionará hasta que la lámina falle. La deformación para cualquier instante desde el inicio del impacto hasta la rotura de la membrana se expresa en Ec. 55. Se introduce ψ , una función del tiempo que representa radio del cono formado por el frente de onda normalizándolo con el radio del proyectil ($r_c/r_p > 1$).

$$\varepsilon_p = \left(\frac{V}{c_m\sqrt{2}} \right)^{4/3} \psi^{1/3} \left(\frac{\sqrt{\psi/\varepsilon_p}(\psi - 1)}{\ln(1 + \sqrt{\psi/\varepsilon_p}(\psi - 1))} \right)^{2/3} \quad \text{Ec. 55}$$

Ahora a partir de estas dos expresiones se puede obtener una relación entre ambas llamada factor de amplificación de la deformación, K , pues compara la deformación inicial (ε_0) con la que se da en instantes posteriores (ε).

$$K = \frac{\varepsilon}{\varepsilon_0} \approx \exp\left(-\frac{4\Gamma_0}{3(1+\Gamma_0)}(\psi^2 - 1)\right) \psi^{1/3} \left(\frac{\sqrt{\psi/\varepsilon}(\psi - 1)}{\ln(1 + \sqrt{\psi/\varepsilon}(\psi - 1))}\right)^{2/3} \quad \text{Ec. 56}$$

Este factor de amplificación crece hasta llegar a su máximo, donde se alcanzará la deformación máxima, ε_{fmax} .

$$K_{max} \approx \exp\left(-\frac{4\Gamma_0}{3(1+\Gamma_0)}(\psi_{max}^2 - 1)\right) \psi_{max}^{1/3} \left(\frac{\sqrt{\psi_{max}/\varepsilon_{fmax}}(\psi_{max} - 1)}{\ln(1 + \sqrt{\psi_{max}/\varepsilon_{fmax}}(\psi_{max} - 1))}\right)^{2/3} \quad \text{Ec. 57}$$

El máximo del factor de amplificación de la deformación según un estudio anterior de Phoenix ([45]) se da cuando se cumple la relación de la Ec. 58. Además en esa misma referencia se indica la necesidad de incluir un factor multiplicador del radio, $\theta > 1$, para tener en cuenta el radio efectivo del proyectil, consecuencia de que las láminas envuelven el proyectil. De esta forma se debe utilizar en lugar del radio del proyectil, r_p , el radio efectivo, $r_{p\theta} = \theta r_p$. El valor ajustado en base a los datos experimentales presentados en el trabajo de Cunniff ([44]) es $\theta \approx 1.3$.

$$\psi_{max} \approx \sqrt{\frac{1 + \Gamma_0}{2\Gamma_0}} \quad \text{Ec. 58}$$

Con estas definiciones se presenta como relación entre Π y Γ_0 la siguiente expresión, donde el parámetro Γ_0 debe tener en cuenta el radio efectivo del proyectil de forma que se debe utilizar $\theta^2 \Gamma_0$.

$$\Pi = f(\Gamma_0, \varepsilon_{fmax}, \theta) = \frac{2^{1/3} \varepsilon_{fmax}^{1/12} (1 + \theta^2 \Gamma_0)}{[K_{max}(\theta^2 \Gamma_0, \varepsilon_{fmax})]^{3/4}} \quad \text{Ec. 59}$$

Esta expresión indica que, al contrario de lo que se pretende en [44], la deformación de rotura de las fibras influye en la relación entre el límite balístico normalizado y la relación de densidad de área. De tal forma que no habría una única curva maestra sino una para cada valor de deformación de rotura. A pesar de que la deformación de rotura aparece elevada a 1/12, hay que tener en cuenta que también aparece a través del factor de amplificación de la deformación. Así pues las curvas basadas en $\Pi = f(\Gamma_0)$ no son del todo válidas pues tienen una dependencia significativa.

Se discute también en el artículo de Phoenix y Porwal ([43]) si la diferencia entre estas curvas no está originada por la diferencia aparente en la deformación a rotura de las fibras tejidas por su patrón ondulante. Este puede ser el origen de la necesidad de un parámetro de ajuste del radio efectivo del proyectil, θ .

Capítulo 3

Simulación numérica de impacto

3.1 Introducción

Es interesante la explicación de algunos conceptos sobre las simulaciones numéricas de las que se va a hacer uso, así como del modelo que se utilizará en éstas, que tiene una gran importancia para la efectividad de las simulaciones.

La simulación de impactos a alta velocidad requiere el uso de códigos específicos para problemas dinámicos, que permitan la resolución de las ecuaciones diferenciales que intervienen de forma numérica con geometrías y cargas complejas.

La precisión que se obtenga de los análisis estará influida decisivamente por la descripción que se realice del comportamiento de los materiales, tanto por sus características especiales como por adecuarse al rango de velocidades de deformación que van a sufrir en el caso estudiado.

En los siguientes apartados se realiza en primer lugar una breve descripción de las características de las simulaciones numéricas utilizadas, a continuación se describe el modelo de material reforzado por fibra que considera las características ortotrópicas del material, y por último se indican los ensayos necesarios para la adquisición de los datos que se necesitan en el modelo descrito.

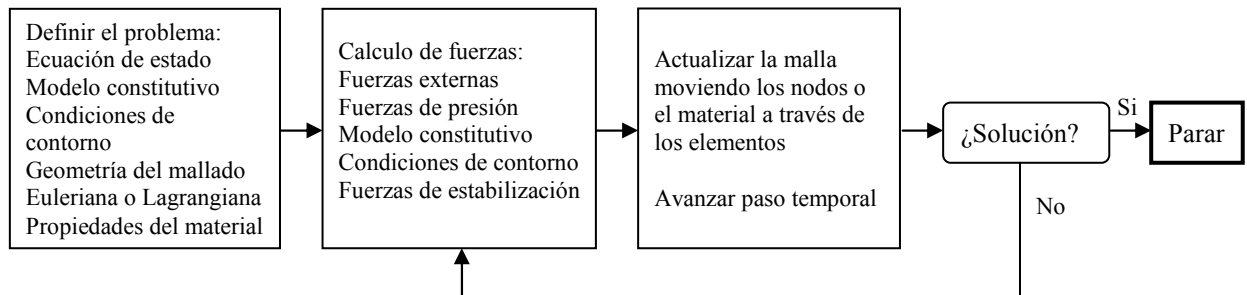
3.2 Simulación numérica de problemas dinámicos

Algunos sucesos pueden ser descritos totalmente mediante una ecuación matemática, pero hay gran número de procesos que son imposibles de manejar de forma analítica por su gran complejidad. Los casos en los que no se pueden utilizar métodos analíticos sólo ofrecen la posibilidad de ser estudiados mediante la observación y mediante métodos numéricos. Los hidrocódigos ofrecen grandes posibilidades en el estudio de fenómenos complejos, especialmente aquellos dependientes del tiempo y no lineales. Es importante no olvidar que son una herramienta que hay que utilizar adecuadamente para obtener los resultados buscados.

Los hidrocódigos son herramientas computacionales para modelar el comportamiento de medios continuos. En su sentido más estricto, son códigos dedicados al modelado de fluidos a distintas velocidades. Se puede también adaptar para estudiar materiales con distintos modelos de resistencia y comportamiento reológico. Básicamente este tipo de códigos consideran el efecto de las fuerzas externas e internas en una malla predefinida de celdas que representa el sistema estudiado. Asume que estas fuerzas son constantes en un pequeño intervalo temporal y modifica la geometría de la malla de acuerdo con ellas. Entonces se recalculan las fuerzas y se repite el proceso hasta encontrar la solución buscada.

3.2.1 Modelado con hidrocódigos

La esencia de un hidrocódigo se resume en el siguiente diagrama de flujo.



El modelado se basa en los principios de conservación de cantidad de movimiento, masa y energía. Estas ecuaciones tienen la siguiente forma:

$$\begin{aligned}
 \text{Conservación de cantidad de movimiento} \quad & \frac{Dv_i}{Dt} = f_i + \frac{1}{\rho} \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} \\
 \text{Conservación de masa} \quad & \frac{D\rho}{Dt} + \rho \frac{\partial v_i}{\partial x_i} = 0 \\
 \text{Conservación de energía} \quad & \frac{DI}{Dt} = -\frac{P}{\rho} \frac{\partial v_i}{\partial x_i} + \frac{1}{\rho} \Pi_{ij} \dot{\epsilon}_{ij}^d
 \end{aligned}
 \tag{Ec. 60}$$

v_i es la velocidad, I la energía interna específica, σ_{ij} el tensor de tensiones compuesto de la componente hidrostática, P , y de las componentes desviadoras, Π_{ij} . Las

f_i son la fuerzas externas aplicadas por unidad de masa y $\dot{\varepsilon}_{ij}^d$ la velocidad de deformación de las componentes desviadoras.

Además de las ecuaciones anteriores, se añaden para describir el material la ecuación de estado y la ecuación constitutiva. La ecuación de estado relaciona la presión con la energía interna, por lo que representa los cambios de densidad debidos a efectos de compresibilidad y los procesos termodinámicos irreversibles como el calentamiento debido a impactos.

$$\text{Ecuación de estado} \quad P = P(\rho, I) \quad \text{Ec. 61}$$

Por otra parte la ecuación constitutiva relaciona la tensión con la deformación, la velocidad de deformación, la energía interna y el daño (K). Describe los efectos de la deformación.

$$\text{Ecuación constitutiva} \quad \sigma_{ij} = f(\varepsilon_{ij}, \dot{\varepsilon}_{ij}, I, K) \quad \text{Ec. 62}$$

Las soluciones analíticas para este conjunto de ecuaciones sólo se pueden conseguir al realizar simplificaciones importantes que en muchos casos alejan demasiado del comportamiento real al problema tratado. Para obtener un resultado es necesario resolver simultáneamente las ecuaciones mediante el uso de métodos numéricos y ordenadores que posibilitan la realización de la enorme cantidad de operaciones matemáticas necesarias.

Se suele emplear el método de integración temporal explícito, es decir las funciones en un nuevo paso temporal están determinadas por los resultados conocidos en el anterior paso temporal. Por ejemplo, el incremento de velocidad en un determinado punto en un paso temporal será la aceleración calculada en el paso temporal anterior multiplicada por la duración del paso temporal.

3.2.2 Discretización

3.2.2.1 Método de las diferencias finitas

En este método se transforman las ecuaciones diferenciales que describen el problema en ecuaciones de diferencias, modificando las derivadas espaciales. Así una función F que aparece en una derivada $\partial F / \partial x$ pasa a ser $\Delta F / \Delta x$, tomando las diferencias en los puntos de la malla. Se puede tomar, según el caso, la diferencia anterior, posterior o central.

El método de diferencias finitas tiene una implementación simple pero requiere una malla estructurada. Además no ofrece una forma directa de conocer la precisión de la solución, y el método tiende a generar algunas inestabilidades numéricas que requieren una corrección artificial.

3.2.2.2 Método de elementos finitos

En el modelado con elementos finitos se dividen las partes del problema en elementos. Estos elementos pueden ser rectos o curvos y no tienen porque estar en una malla estructurada. Así pues los elementos finitos son apropiados para problemas con geometrías complicadas. Se utilizan funciones de interpolación que representan la

variación de una variable dentro de los elementos. Las incógnitas son los desplazamientos en los nodos que se calculan mediante las ecuaciones que gobiernan su movimiento elemento a elemento. Una vez obtenido el sistema de ecuaciones se invierte la matriz de rigidez que representa la relación entre tensión y deformación. La ventaja es que una vez calculados los desplazamientos se puede comprobar la consistencia de la solución utilizando la misma matriz de rigidez.

3.2.2.3 Smooth Particle Hydrodynamics

SPH consiste en modelar el problema con un grupo de puntos. En cada instante se conoce la velocidad y energía térmica de estos puntos. Cada uno de ellos tiene una masa. En el cálculo del movimiento de estas partículas en cada paso temporal, es necesario calcular las fuerzas que experimentaría un elemento de material, usando técnicas de interpolación para determinar las propiedades.

Este método no presenta problemas al sufrir grandes deformaciones ya que las partículas no están unidas entre sí. Presentan el problema de que por su naturaleza no pueden representar algunas condiciones de contorno. En problemas donde hay cambios de densidad muy drásticos (como la vaporización de un sólido al ser impactado) la fase con poca densidad queda representada por pocas partículas que no modelan correctamente el comportamiento real.

3.2.3 Descripciones del mallado

La descripción del mallado trata de cómo se define el problema mediante la malla. La mayoría de los códigos existentes para la simulación de impactos utilizan el método Lagrangiano o el método Euleriano. Cada método presenta ciertas ventajas e inconvenientes para distintos problemas. Se han desarrollado también métodos híbridos que unen aspectos de ambos métodos.

3.2.3.1 Métodos Lagrangianos

Los códigos Lagrangianos mantienen la malla computacional fija al material y se mueve con él. El volumen de cada celda puede variar, pero no la masa. Las ventajas del método Lagrangiano son:

- Mayor simplicidad porque las ecuaciones de cantidad de movimiento, masa y energía son más sencillas por no existir transporte de masa. Al requerir menos cálculos son, en teoría, más rápidos.
- Las superficies libres del material son estacionarias respecto a las coordenadas del material, lo que permite un tratamiento más sencillo de las condiciones de contorno.
- Posibilidad de seguir la historia de las variables en cada uno de los elementos. Esto permite modelar materiales cuyas propiedades dependen de la historia anterior, como el endurecimiento por deformación, el trabajo plástico o distintos modelos de daño.

Un gran inconveniente de los métodos Lagrangianos es que si el material sufre grandes distorsiones durante la simulación del problema, el error de truncamiento se

incrementa hasta niveles excesivos. En un caso extremo una celda se puede llegar a doblar sobre si misma (grid tangling) originando una masa negativa en el cálculo.

Existe la opción de utilizar interfaces de deslizamiento para evitar los elementos de masa negativa y para los problemas en los que se espere que dos materiales deslicen uno sobre otro.

Otro problema se presenta cuando se utiliza un método de integración explícito. En ese caso el paso temporal está controlado por la menor dimensión de la malla, con la distorsión de los elementos el paso temporal se puede reducir hasta aproximarse a cero.

Hay dos técnicas que ofrecen una solución a los problemas ocasionados por la distorsión de los elementos al utilizar un método Lagrangiano:

- Remallado (Rezoning). Esta técnica se basa en rehacer la malla en la zona distorsionada de forma que el material se divide en unos nuevos elementos no distorsionados. Esta nuevo mallado conserva las propiedades calculadas en la anterior malla de forma que se sigan cumpliendo las ecuaciones de conservación de masa, cantidad de movimiento y energía. Genera algunos problemas en dos y tres dimensiones por el cálculo de las propiedades en los elementos debido a que la malla cambia y es más complejo el seguimiento de la historia de cada uno de los puntos. Sucesivas operaciones de remallado hacen que la malla ofrezca las ventajas pero también los inconvenientes del método Euleriano.
- Erosión. Cuando un elemento se distorsiona excesivamente puede considerarse que el material se ha separado en esa zona. Con la técnica de erosión se eliminan los elementos que sufren una distorsión muy grande, pero se conserva su masa para que se continúen cumpliendo las ecuaciones de conservación. Hay que tener en cuenta que al eliminarse el elemento se conserva su masa repartida entre sus vértices pero se elimina la energía interna de deformación. Se debe tener alguna referencia o realizar pruebas con distintos valores de deformación máxima para obtener un resultado correcto. El empleo de ésta técnica puede crear problemas si se usa simetría, especialmente en simetría axial en 2D ([46]).

3.2.3.2 Métodos Eulerianos

Cuando se emplean métodos Eulerianos la malla computacional es fija durante toda la simulación y el material se mueve a través de ella sin que varía el tamaño, forma o posición de los elementos. El volumen de cada celda es constante pero varía su masa, ya que puede entrar y salir material.

El material se representa como un continuo o como un conjunto de puntos discreto. Hay distintas formas de afrontar el cálculo al usar métodos Eulerianos. Una de las opciones es incluir el cálculo del transporte de material en el cálculo por diferencias para las correspondientes derivadas parciales. Otra opción consiste en realizar un cálculo Lagrangiano en cada paso y posteriormente un cálculo de los términos de transporte convectivo, de esta forma el método es muy similar al uso de remallado con el método Lagrangiano.

Por una parte los métodos Eulerianos ofrecen la gran ventaja de no sufrir ningún problema con la distorsión de sus elementos, pues éstos no se deforman, lo que los hace apropiados para grandes deformaciones o fluidos y que permiten normalmente un paso temporal mayor. Estos métodos cuentan también con algunos aspectos negativos. En primer lugar requiere mayor número de cálculos por haber más ecuaciones a resolver.

También se necesita una malla más fina para conseguir similar precisión por lo general. Un inconveniente importante es la delimitación de las fronteras de los distintos materiales así como las condiciones de contorno, ya que si no se fijan adecuadamente, el material se difundirá por la malla. Para evitar que las fronteras del material desaparezcan se puede usar una técnica que consiste en colocar unos elementos Lagrangianos sin masa delimitando las fronteras del material, además pueden servir para obtener un historial del material, aunque se incrementa el coste computacional [1].

3.2.3.3 Métodos híbridos

Existen métodos que intentan unir ambos métodos para aprovechar las ventajas de ambos evitando sus inconvenientes. Una opción para un problema de impacto, por ejemplo, consiste en utilizar al inicio del problema un método Euleriano que se comporta bien para las grandes deformaciones que se sufren para pasar posteriormente a un método Lagrangiano que tendrá una mayor velocidad de cálculo. Un método híbrido posible en Autodyn es el método ALE (Arbitrary Lagrange Euler) donde las fronteras del material son Lagrangianas y los elementos interiores pueden ser Lagrangianos (moverse con el material), Eulerianos (no moverse) o responder a otra condición de movimiento impuesta conveniente a la resolución del problema (Por ejemplo: puntos de igual potencial o igual distancia en x e y).

3.2.4 Requisitos del esquema utilizado

El uso de métodos numéricos requiere tener en cuenta las siguientes características para poder obtener una simulación del problema que se aproxime a la realidad.

3.2.4.1 Consistencia

Se mide la consistencia del método con la ecuación diferencial en función del error máximo de truncamiento, es decir, el máximo error entre la función discretizada y la función en un punto. Este error debe tender a cero cuando el paso de discretización tiende también a cero.

$$\text{truncamiento} \xrightarrow{\Delta x, \Delta t \rightarrow 0} 0$$

Esta condición es importante, pero nunca se podrán llegar a utilizar pasos infinitamente pequeños, por lo que siempre se introducirán errores.

3.2.4.2 Precisión

La precisión del método vendrá determinada por dos errores diferentes, el error de truncamiento y el error de redondeo.

- Error de redondeo. Este error tiene su origen en la capacidad del equipo utilizado para la simulación de manejar números con gran cantidad de cifras. Se produce redondeo cuando durante la simulación se excede esta capacidad y el número de cifras significativas se ve limitado a esta capacidad redondeando al máximo número de cifras posibles.

- Error de truncamiento. Como se ha mencionado para la consistencia del método, la discretización tendrá un cierto error respecto a la función real como resultado de estar representando funciones continuas con una discretización. Está determinado tanto por la discretización espacial como temporal del problema. Este error depende de cuánto es posible acercarse a la función real.

3.2.4.3 Estabilidad

Un método será estable cuando no amplifique los errores inevitables que se producen durante el cálculo. De tal forma en cada paso temporal el error debe ser menor o como máximo igual al anterior, sino el error crecerá de forma incontrolada.

$$\varepsilon^{i+1} = \alpha \varepsilon^i \xrightarrow{\text{estable}} \alpha \leq 1$$

El paso temporal debe cumplir dos condiciones para que la simulación pueda ser estable. La primera condición es la condición de Courant, por la que debe ser menor al tiempo que tarda una onda a la velocidad del sonido en el material en atravesar un elemento.

$$dt_{cou} = \min\left(\frac{dx}{c}, \frac{dy}{c}\right) \quad \text{Ec. 63}$$

De forma similar se debe evitar que el material se mueva más de la longitud de las celdas en un paso temporal.

3.3 Modelo de material polimérico reforzado por fibra

Existen materiales cuyas propiedades son idénticas en todas las direcciones, son los materiales isótropos. En estos materiales se puede definir su respuesta elástica lineal mediante la matriz de rigidez elástica, cuyos elementos dependen únicamente de dos parámetros del material, normalmente módulo de Young y coeficiente de Poisson. Sin embargo la mayoría de los materiales presentan un comportamiento que no es uniforme en todas sus direcciones, son los llamados generalmente anisótropos.

El caso más general es el de los materiales triclinicos que presentan un comportamiento anisótropo sin ningún tipo de simetría, por tanto su matriz de rigidez está compuesta de 21 constantes elásticas independientes, Ec. 64.

$$\begin{bmatrix} \sigma_{11} \\ \sigma_{22} \\ \sigma_{33} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{31} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} & c_{14} & c_{15} & c_{16} \\ c_{12} & c_{22} & c_{23} & c_{24} & c_{25} & c_{26} \\ c_{13} & c_{23} & c_{33} & c_{34} & c_{35} & c_{36} \\ c_{14} & c_{24} & c_{34} & c_{44} & c_{45} & c_{46} \\ c_{15} & c_{25} & c_{35} & c_{45} & c_{55} & c_{56} \\ c_{16} & c_{26} & c_{36} & c_{46} & c_{56} & c_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{11} \\ \varepsilon_{22} \\ \varepsilon_{33} \\ \varepsilon_{23} \\ \varepsilon_{31} \\ \varepsilon_{12} \end{bmatrix} \quad \text{Ec. 64}$$

Cuando el material presenta un plano de simetría, se dice que el material es monoclinico y se reduce el número de constantes elásticas en la matriz de rigidez a 13.

$$C = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} & 0 & 0 & c_{15} \\ c_{12} & c_{22} & c_{23} & 0 & 0 & c_{26} \\ c_{13} & c_{23} & c_{33} & 0 & 0 & c_{36} \\ 0 & 0 & 0 & c_{44} & c_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & c_{45} & c_{55} & 0 \\ c_{16} & c_{26} & c_{36} & 0 & 0 & c_{66} \end{bmatrix} \quad \text{Ec. 65}$$

Si el material tiene otro plano de simetría en el plano de la placa, el plano ortogonal a los anteriores es también un plano de simetría y el material es conocido como ortotrópico. Los laminados de materiales compuestos reforzados responden en general a estas condiciones. Como se muestra en la ecuación Ec. 66, la matriz de rigidez en materiales ortotrópicos se reduce a 9 constantes elásticas independientes.

$$C = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} & 0 & 0 & 0 \\ c_{12} & c_{22} & c_{23} & 0 & 0 & 0 \\ c_{13} & c_{23} & c_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & c_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & c_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & c_{66} \end{bmatrix} \quad \text{Ec. 66}$$

Las distintas constantes, c_{ij} de la matriz de rigidez se pueden obtener a partir de las propiedades del material en las distintas direcciones principales del material:

- E_{ij} , módulo de Young
- G_{ij} , módulo de cortadura asociada al plano i en dirección j .
- ν_{ij} , coeficiente de Poisson, como menos la deformación transversal en dirección j entre la longitudinal en dirección i ($\nu_{ij} = -\varepsilon_j/\varepsilon_i$)

$$c_{11} = \frac{1 - \nu_{23}\nu_{32}}{E_{22}E_{33}\Delta} \quad \text{Ec. 67}$$

$$c_{12} = \frac{\nu_{21} - \nu_{31}\nu_{23}}{E_{22}E_{33}\Delta} \quad \text{Ec. 68}$$

$$c_{13} = \frac{\nu_{31} - \nu_{21}\nu_{32}}{E_{22}E_{33}\Delta} \quad \text{Ec. 69}$$

$$c_{22} = \frac{1 - \nu_{13}\nu_{31}}{E_{11}E_{33}\Delta} \quad \text{Ec. 70}$$

$$c_{23} = \frac{\nu_{32} - \nu_{12}\nu_{31}}{E_{11}E_{33}\Delta} \quad \text{Ec. 71}$$

$$c_{33} = \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21}}{E_{11}E_{22}\Delta} \quad \text{Ec. 72}$$

$$c_{44} = G_{23} \quad \text{Ec. 73}$$

$$c_{55} = G_{31} \quad \text{Ec. 74}$$

$$c_{66} = G_{12} \quad \text{Ec. 75}$$

$$\Delta = \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{13}\nu_{31} - 2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13}}{E_{11}E_{22}E_{33}} \quad \text{Ec. 76}$$

Si se añade la condición de que dos de las direcciones principales del material tienen las mismas propiedades, pasa a ser un material isótropo transversal. En este tipo de materiales esta condición supone la reducción del número de constantes elásticas independientes a 6, c_{55} es igual a c_{44} y $c_{66} = (c_{11} - c_{12})/2$.

Existen restricciones para las constantes elásticas en materiales ortotrópicos. Estas restricciones tienen el origen en que la suma del trabajo realizado por todas las tensiones debe ser positiva, sino habría creación de energía. La primera condición establece que todas las constantes deben ser positivas.

$$E_{11}, E_{22}, E_{33}, G_{12}, G_{23}, G_{31} > 0 \quad \text{Ec. 77}$$

En segundo lugar, el determinante de la matriz de rigidez debe ser positivo.

$$\Delta = 1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{23}\nu_{32} - \nu_{13}\nu_{31} - 2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13} > 0 \quad \text{Ec. 78}$$

Finalmente el requerimiento de rigidez positiva conlleva que:

$$\nu_{21} < \sqrt{\frac{E_{22}}{E_{11}}} \quad , \quad \nu_{32} < \sqrt{\frac{E_{33}}{E_{22}}} \quad , \quad \nu_{13} < \sqrt{\frac{E_{11}}{E_{33}}} \quad \text{Ec. 79}$$

3.3.1 Ecuación de estado

Este modelo permite la incorporación de efectos no lineales que pueden ser ocasionados por la deformación volumétrica.

La relación incremental entre tensiones y deformaciones para un material ortotrópico se puede expresar como

$$\begin{bmatrix} \Delta\sigma_{11} \\ \Delta\sigma_{22} \\ \Delta\sigma_{33} \\ \Delta\sigma_{23} \\ \Delta\sigma_{31} \\ \Delta\sigma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} & 0 & 0 & 0 \\ c_{12} & c_{22} & c_{23} & 0 & 0 & 0 \\ c_{13} & c_{23} & c_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & c_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & c_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & c_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\varepsilon_{11} \\ \Delta\varepsilon_{22} \\ \Delta\varepsilon_{33} \\ \Delta\varepsilon_{23} \\ \Delta\varepsilon_{31} \\ \Delta\varepsilon_{12} \end{bmatrix} \quad \text{Ec. 80}$$

Para incluir los efectos no lineales de choque en la relación lineal de Ec. 80, es útil separar la respuesta volumétrica de la capacidad de soportar esfuerzos cortantes. Para ello se separan los incrementos de deformación volumétrica ($\Delta\varepsilon_{vol} = \varepsilon_{11} + \varepsilon_{22} + \varepsilon_{33}$) de la componente desviadora ($\Delta\varepsilon_{ij}^d$).

$$\Delta\varepsilon_{ij} = \Delta\varepsilon_{ij}^d + \Delta\varepsilon_{vol} \quad \text{Ec. 81}$$

Se puede modificar la expresión Ec. 80 separando las componentes volumétrica y desviadora de las deformaciones en el caso de material ortotrópico.

$$\begin{bmatrix} \Delta\sigma_{11} \\ \Delta\sigma_{22} \\ \Delta\sigma_{33} \\ \Delta\sigma_{23} \\ \Delta\sigma_{31} \\ \Delta\sigma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c_{11} & c_{12} & c_{13} & 0 & 0 & 0 \\ c_{12} & c_{22} & c_{23} & 0 & 0 & 0 \\ c_{13} & c_{23} & c_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & c_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & c_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & c_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{1}{3}\Delta\varepsilon_{vol} + \Delta\varepsilon_{11}^d \\ \frac{1}{3}\Delta\varepsilon_{vol} + \Delta\varepsilon_{22}^d \\ \frac{1}{3}\Delta\varepsilon_{vol} + \Delta\varepsilon_{33}^d \\ \Delta\varepsilon_{23}^d \\ \Delta\varepsilon_{31}^d \\ \Delta\varepsilon_{12}^d \end{bmatrix} \quad \text{Ec. 82}$$

Si se utiliza la definición de incremento de tensión media $\Delta P = -\frac{1}{3}(\Delta\sigma_{11} + \Delta\sigma_{22} + \Delta\sigma_{33})$ se puede obtener de Ec. 82 la siguiente relación,

$$\begin{aligned} \Delta P = & -\frac{1}{9}[c_{11} + c_{22} + c_{33} + 2(c_{12} + c_{23} + c_{13})]\Delta\varepsilon_{vol} \\ & -\frac{1}{3}(c_{11} + c_{12} + c_{13})\Delta\varepsilon_{11}^d \\ & -\frac{1}{3}(c_{12} + c_{22} + c_{23})\Delta\varepsilon_{22}^d \\ & -\frac{1}{3}(c_{13} + c_{23} + c_{33})\Delta\varepsilon_{33}^d \end{aligned} \quad \text{Ec. 83}$$

Se pueden identificar las contribuciones al incremento de la tensión media de la deformación volumétrica y de la deformación desviadora. El primer término de la expresión del incremento de tensión media en Ec. 83 representa la relación lineal entre el incremento de la tensión media y el incremento de la deformación volumétrica, el resto de términos se refieren a la relación con la componente desviadora de la deformación.

En un material isótropo, los coeficientes de la matriz de rigidez se pueden expresar en función del módulo de compresibilidad y del módulo de cortadura.

$$\begin{aligned} c_{11} = c_{22} = c_{33} &= K + \frac{4}{3}G \\ c_{12} = c_{21} = c_{23} = c_{32} = c_{31} = c_{13} &= K - \frac{2}{3}G \end{aligned} \quad \text{Ec. 84}$$

Sustituyendo en la ecuación Ec. 83 se obtiene

$$\Delta P = -K\Delta\varepsilon_{vol} - K(\Delta\varepsilon_{11}^d + \Delta\varepsilon_{22}^d + \Delta\varepsilon_{33}^d) \quad \text{Ec. 85}$$

Teniendo en cuenta que $\Delta\varepsilon_{11}^d + \Delta\varepsilon_{22}^d + \Delta\varepsilon_{33}^d = 0$ resulta en

$$\Delta P = -K\Delta\varepsilon_{vol} \quad \text{Ec. 86}$$

Es decir la relación típica entre tensión media y deformación volumétrica para pequeñas compresiones.

A partir de Ec. 86 se puede utilizar el primer término de Ec. 83 para definir la respuesta volumétrica del material ortotrópico, donde el módulo de compresibilidad efectivo K' es:

$$K' = -\frac{1}{9}[c_{11} + c_{22} + c_{33} + 2(c_{12} + c_{23} + c_{13})] \quad \text{Ec. 87}$$

Para incluir los efectos no lineales por impacto, la contribución a la tensión media de la deformación volumétrica se modifica para incluir términos no lineales. La expresión del incremento de la tensión media queda

$$\begin{aligned}\Delta P = \Delta P_{EOS}(\varepsilon_{vol}, e) - \frac{1}{3}(c_{11} + c_{12} + c_{13})\Delta\varepsilon_{11}^d \\ - \frac{1}{3}(c_{12} + c_{22} + c_{23})\Delta\varepsilon_{22}^d \\ - \frac{1}{3}(c_{13} + c_{23} + c_{33})\Delta\varepsilon_{33}^d\end{aligned}\quad \text{Ec. 88}$$

La contribución a la tensión media de ΔP_{EOS} a partir de las deformaciones volumétricas puede incluir los efectos no lineales y la dependencia con la energía como en una ecuación de estado convencional.

Una forma de ecuación de estado que se usa ampliamente para la definición de sólidos es la forma de Mie-Grüneisen

$$p = p_r(v) + \frac{\Gamma(v)}{v}[e_r - e_r(v)] \quad \text{Ec. 89}$$

Donde la gamma de Grüneisen se define como

$$\Gamma(v) = v \left(\frac{\partial p}{\partial e} \right)_v \quad \text{Ec. 90}$$

Las funciones $p_r(v)$ y $e_r(v)$ son funciones conocidas de v para el material en una curva de referencia.

A continuación se señalan dos formas de ecuación de estado de Mie-Grüneisen para modelos de material con respuesta ortotrópica para alta velocidad.

3.3.1.1 Ecuación de estado tipo shock

Para definir la presión y energía en la curva de referencia de Hugoniot, se requiere la relación de la velocidad de choque y la velocidad de partícula, según la relación siguiente

$$U_s = C_0 + S U_p \quad \text{Ec. 91}$$

Donde U_s es la velocidad de choque, U_p es la velocidad de partícula, S es la pendiente de la relación $U_s - U_p$ y C_0 es la velocidad del sonido basada en el módulo de compresibilidad efectivo ($C_0 = \sqrt{K'/\rho}$).

3.3.1.2 Ecuación polinomial

La forma polinomial responde a la expresión Ec. 92 a continuación, donde el primer término es igual a la ecuación de estado lineal dando a la constante el valor de K' , módulo de compresibilidad efectiva.

$$P = K'\varepsilon_{vol} + A_2\varepsilon_{vol}^2 + A_3\varepsilon_{vol}^3 + (B_0 + B_1\varepsilon_{vol})\rho_0 e \quad \text{Ec. 92}$$

A través de distintas simulaciones, en un estudio de Silva ([29]) se aconseja como valor para la constante del segundo término 10K para laminados de Kevlar,

manteniendo la tercera constante, A_3 , igual a cero. En el trabajo de Clegg ([47]) se proporciona en el modelo un valor próximo a 10K obtenido también de un ensayo experimental.

3.3.2 Modelo de fallo

El modelo de fallo para materiales ortotrópicos suele estar basado en la tensión del material, la deformación o ambas; en las direcciones principales del material considerando un fallo frágil, aunque también existe un modelo de daño.

La respuesta del material tras el fallo, cuando se sobrepasa alguno de los límites del material por tensión o por deformación, la rigidez del material se modifica dependiendo de la dirección donde se inicia el fallo.

Existen dos modos de respuesta del material tras producirse el fallo, isotrópica u ortotrópica.

3.3.2.1 Respuesta isotrópica

En general, si se utiliza un modelo con una respuesta isotrópica tras el fallo, el material fallado solo podrá soportar cargas de compresión. En el material fallado se producen los siguientes cambios, la tensión principal de la dirección del fallo pasa a ser cero, todos los módulos de cortadura se ponen a cero, todas las tensiones de cortadura se convierten en nulas y la tensión media se calcula de nuevo según la expresión: $P = -\frac{1}{3}(\sigma_{11} + \sigma_{22} + \sigma_{33})$.

Si se utiliza un modelo de ecuación de estado ortotrópica, la respuesta del material tras el fallo se modela, como se explica a continuación, con un modelo isotrópico.

- Se aplican las relaciones elásticas de tensión-deformación incrementales ortotrópicas.
- Se recalcula la tensión media al igual que en el modelo general.
- Si el material está en compresión, las tensiones principales pasan a ser iguales a la tensión media.
- Si el material se encuentra sometido a tracción, las tensiones principales pasan a valer cero, y por tanto también lo valdrá la tensión media.

3.3.2.2 Respuesta ortotrópica

Este tipo de respuesta representa mejor el comportamiento de materiales ortotrópicos como los laminados compuestos.

Para todos los modos de fallo, cuando se inicia el fallo, la tensión en las direcciones del material que han fallado pasa a ser cero. Además la tensión en las direcciones ortogonales a las que ha fallado se reduce para tener en cuenta la pérdida de efecto Poisson por la deformación en la dirección del fallo.

Cuando el fallo se produce en dos o más direcciones, se asume fallo de todo el material.

Si la en la dirección 11 se sobrepasa uno de los límites de fallo, la tensión en esa dirección pasa inmediatamente a cero y se mantiene el valor de deformación. Si la deformación es a tracción la matriz de rigidez queda según la ecuación Ec. 93.

$$\begin{bmatrix} 0 \\ \Delta\sigma_{22} \\ \Delta\sigma_{33} \\ \Delta\sigma_{23} \\ \Delta\sigma_{31} \\ \Delta\sigma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & c_{22} & c_{23} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & c_{23} & c_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \alpha c_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \alpha c_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \alpha c_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\varepsilon_{11} \\ \Delta\varepsilon_{22} \\ \Delta\varepsilon_{33} \\ \Delta\varepsilon_{23} \\ \Delta\varepsilon_{31} \\ \Delta\varepsilon_{12} \end{bmatrix} \quad \text{Ec. 93}$$

Se elimina por tanto la capacidad del material de soportar tensiones en la dirección 11, pero puede soportar carga en las otras dos direcciones.

El fallo está asociado a una reducción de la rigidez a cortante que se representa en el modelo con el parámetro α , comprendido entre 0 y 1, que reduce los elementos de la matriz de rigidez referentes a las tensiones cortantes. Cuando no se dispone de suficiente información sobre el material, se puede considerar que la rigidez a cortante residual es un 20% de la original, es decir, se puede utilizar un valor de $\alpha = 0,2$.

El fallo combinado en las tres direcciones del material se representa con un cambio de la rigidez, pasando a tener un comportamiento isótropo sin componentes desviadoras de la tensión y sin posibilidad de soportar tensiones de tracción.

3.4 Ensayos para la caracterización de un material ortotrópico

3.4.1 Propiedades direccionales

El tipo de ensayos necesarios para caracterizar un material ortotrópico en cuanto a las propiedades en el plano del laminado están estandarizados según UNE-EN ISO 527-4:1997, en esta norma se pueden encontrar los ensayos necesarios desarrollados en detalle.

3.4.1.1 Propiedades en el plano del laminado

Los ensayos realizados para obtener los datos en el plano del laminado son ensayos típicos de tracción con algunas consideraciones especiales por tratarse de un material no isótropico.

Para el registro del ensayo se puede utilizar la información que proporcionan los cabezales de la máquina o, para obtener una información más fiable y completa, colocar galgas extensométricas bidireccionales en la parte frontal y lateral de la probeta. De esta forma se puede obtener información de la evolución de la deformación en el plano del laminado y a través del espesor de éste.

Los laminados unidireccionales deben ensayarse en la dirección 0° , dirección de las fibras, y en la dirección 90° , transversal a las fibras, pues las propiedades serán radicalmente distintas.

Se realizan también ensayos con las fibras de la probeta orientadas a 45° respecto a la dirección de la carga para obtenerse el módulo de cortadura mediante galgas colocadas longitudinalmente y transversalmente mediante la siguiente expresión,

$$G_{23} = \frac{1}{\left(\frac{4}{E_Y} - \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{E_{33}} + \frac{2\nu_{23}}{E_{22}}\right)} \quad \text{Ec. 94}$$

3.4.1.2 Propiedades a cortadura fuera del plano

El comportamiento ante cortadura fuera del plano del laminado se puede caracterizar mediante ensayos de flexión en tres, cuatro o cinco puntos. Estos ensayos presentan algunos problemas por la gran componente de flexión en la deformación.

En un artículo de Riedel ([48]) se utiliza el montaje que se muestra en la Figura 18. Minimiza el efecto de la flexión, maximizando la deformación a cortante. Así, tomando la fuerza aplicada y el desplazamiento se puede obtener la tensión de cortadura y la deformación.

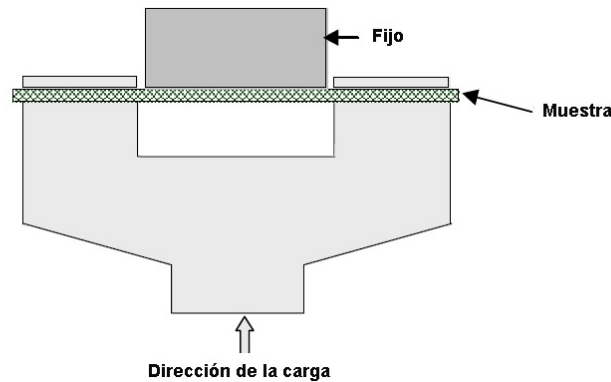


Figura 16. Ensayo para obtener propiedades a cortadura fuera del plano [49].

3.4.2 Propiedades de ecuación de estado

Para obtener el comportamiento a compresión uniaxial de un material a velocidades de deformación hasta 10^4 1/s se usa el ensayo conocido como *inverse flyer plate test*. Con este método se puede conocer el comportamiento ante impacto de los materiales.

En el esquema de la Figura 17 se muestra la estructura básica de un ensayo *inverse flyer plate*. Un proyectil cilíndrico del material cuyas propiedades se quieren conocer, cubierto en su parte trasera por una placa metálica (normalmente aluminio) se lanza a velocidades de hasta 1000 m/s. El proyectil impacta contra una placa estática de acero, conocida como placa testigo, con propiedades bien conocidas. Mediante un dispositivo de medición de velocidad láser (VISAR) de alta resolución se mide la velocidad de la superficie trasera de la placa testigo.

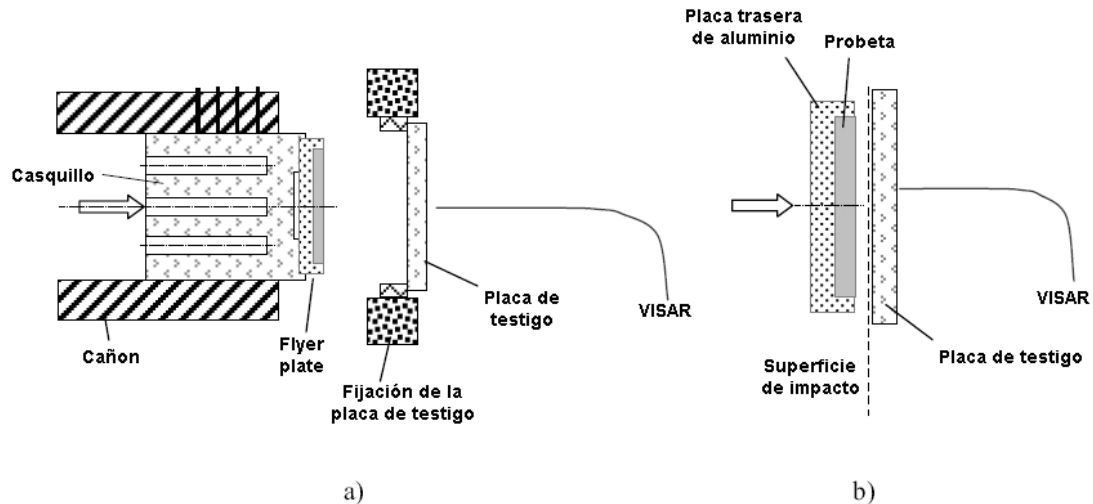


Figura 17. (a) Esquema del ensayo inverse flyer plate test y (b) detalle del impacto [3].

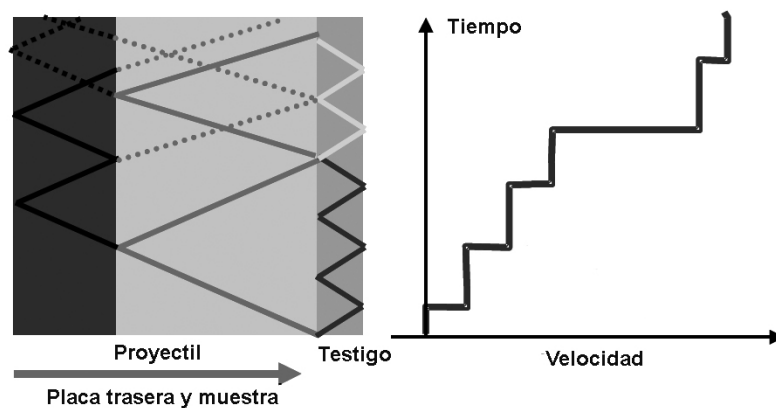


Figura 18. Esquema del recorrido de las ondas de tensión en el ensayo IFPT [49].

En la Figura 18 se muestra un esquema de las velocidades en un ensayo *inverse flyer plate*. Tras el impacto entre proyectil y placa testigo, las ondas de tensión se propagan en las dos placas. La onda de presión en la placa testigo llega a la superficie libre y se refleja nuevamente al interior. Al llegar a la superficie de contacto con la muestra, se transmite parcialmente por la diferencia de impedancia entre ambos materiales. La onda en la placa testigo llega nuevamente a la superficie libre incrementando su velocidad. Esta reflexión causa un aumento a saltos de la velocidad en la superficie trasera de la placa testigo.

A partir de la información del dispositivo VISAR y del comportamiento conocido de la placa testigo, mediante las ecuaciones de Rankine-Hugoniot se pueden obtener todas las variables del comportamiento ante impacto del material de la muestra, sin hacer ninguna asunción en cuanto a la ecuación de estado de éste.

3.4.3 Delaminación

Se muestran a continuación algunas técnicas experimentales de obtención de datos para caracterizar las propiedades de delaminación de un laminado. En la Figura 19 se muestran los tres modos de delaminación. En materiales compuestos laminados el modo III tiene menor importancia.

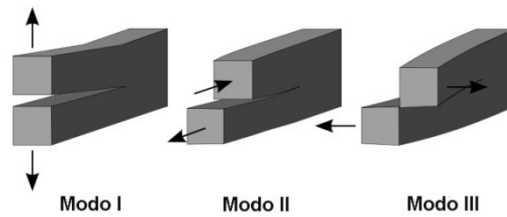


Figura 19. Modos de delaminación.

3.4.3.1 Modo I

La resistencia a delaminación en modo I de un laminado se puede obtener mediante un ensayo *direct plate impact*, para obtener información a alta velocidad. Este ensayo es similar al *inverse flyer plate* pero el proyectil es una placa de aluminio y el objetivo es la muestra. Se obtiene la resistencia en condiciones dinámicas en la dirección del espesor mediante el registro de la velocidad de la cara trasera de la muestra, donde se puede detectar los cambios que produce el fallo en la dirección del espesor.

La energía de delaminación se mide mediante el ensayo de viga en doble voladizo. En la muestra del ensayo se genera una fisura en el plano del laminado. Mediante la máquina de ensayo se aplica una fuerza de tracción que separa ambas caras del laminado. Del registro de la fuerza aplicada y el desplazamiento se obtiene la energía empleada, tras normalizar con la superficie delaminada se obtiene la energía de fractura del material.

3.4.3.2 Modo II

Para valorar la resistencia a delaminación en modo II se utiliza el ensayo con doble entalla, se utiliza una probeta como la que se muestra en la Figura 20 con dos entallas practicadas en caras opuestas y separadas una determinada distancia que lleguen hasta la misma capa en profundidad. A esta probeta se le aplica una carga de compresión y se registran la fuerza y el desplazamiento.



Figura 20. Probeta para el ensayo de delaminación de doble entalla [49].

Se realiza también ensayo de flexión con fisura en el extremo para obtener la energía de delaminación en modo II. Se utiliza un montaje como el que aparece en la Figura 21. Con motivo de la flexión de la probeta se generan tensiones cortantes en la fisura que originan el fallo en modo II.

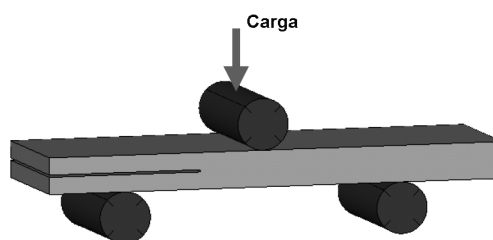


Figura 21. Ensayo de flexión con fisura en el extremo [49].

Capítulo 4

Resultados

4.1 Introducción

En este capítulo se presentan los resultados obtenidos tras realizar algunas simulaciones mediante Autodyn de un impacto balístico que pretende reproducir las condiciones de un ensayo de impacto. El ensayo que se pretende reproducir es el utilizado para obtener experimentalmente el límite balístico, sólo que al ser una simulación no tiene sentido tener seis impactos. La valoración del impacto respecto al límite balístico se hará principalmente en función de la curva de velocidad. Estos ensayos consisten en disponer una placa del material de protección e impactarla de forma perpendicular con el proyectil elegido (en este caso FSP) a distintas velocidades.

En la primera parte del capítulo se habla del modelado de los distintos aspectos de la simulación, desde las partes a los parámetros necesarios para que la simulación funcione correctamente y reproduzca lo mejor posible el ensayo real.

Se realiza a continuación una valoración de una simulación comparando con los resultados disponibles de distintos autores, de otras simulaciones y de ensayos reales. También se considera el resultado de la deformación respecto a lo explicado en los apartados del Capítulo 2.

En el apartado siguiente se comparan los resultados de simulaciones utilizando distintos espesores de placa con los datos experimentales disponibles y con otras simulaciones publicadas.

A continuación se presentan simulaciones con proyectiles de distinta geometría y se valoran las diferencias observadas.

4.2 Modelado en elementos finitos

4.2.1 Partes

4.2.1.1 Proyectoil

Para observar las diferencias en la simulación al cambiar la forma del proyectil, se emplean distintas formas, todas ellas con la misma masa y el mismo calibre. Se utiliza como referencia el proyectil simulador de fragmentos FSP (*Fragment Simulating Projectile*) de 1,1 gramos según STANAG 2920. En la Figura 22 se muestran las medidas reales requeridas en un ensayo con un proyectil FSP de 1,1 gramos. En esta misma figura se representa la geometría utilizada en las simulaciones.

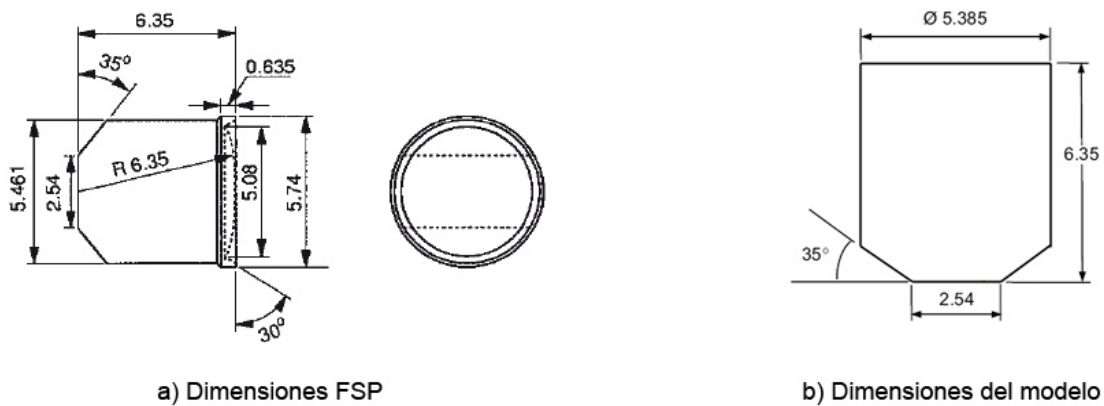


Figura 22. Esquema y dimensiones del proyectil FSP en milímetros.

Es común cuando se utiliza este proyectil en simulaciones de elementos finitos que se realicen algunas modificaciones para eliminar detalles que podrían resultar incómodos para el mallado y no tienen influencia en la simulación.

Los otros proyectiles utilizados han sido los siguientes:

- Cilíndrico. También llamado proyectil de frente plano. Su geometría es sencillamente un cilindro conservando el diámetro del proyectil FSP y adaptando la longitud a 6,2 mm para mantener la masa de 1,1 gramos.
- Punta cónica. El proyectil de punta cónica utilizado tiene un ángulo de punta de 60° y mantiene el diámetro del proyectil FSP, por tanto la longitud del proyectil cambia a 9,3 mm.
- Punta hemisférica. Este proyectil tiene su parte frontal formada por la mitad de una esfera con el diámetro del proyectil FSP. El resto del proyectil lo constituye una zona cilíndrica, para mantener la masa constante la longitud total es 7,09 mm.

La geometría de los distintos proyectiles se ha definido en el software DesignModeler incluido en Ansys Workbench, para simplificar el posterior mallado e importación a Autodyn.

4.2.1.2 Placa

En el modelado de la placa se busca una geometría sencilla en la que no influyan las dimensiones o la forma en el resultado. Las placas utilizadas en las simulaciones tienen unas dimensiones de 300 x 300 mm, tamaño suficiente para no influir en el resultado. Existen referencias en las que se han realizado simulaciones sin que hubiera influencia del tamaño de la placa con tamaños menores ([21], [32], [50]), y el trabajo de Potti y Sun ([51]) indica que unas dimensiones entre 8 y 12 veces el diámetro del proyectil son suficientes, por lo que con este tamaño no se espera ningún problema.

En cuanto a la forma de la placa se presentan dos opciones de hacerlo con una forma regular: cuadrada o redonda. En ensayos reales es común utilizar placas redondas pero en el caso de la simulación se ha mostrado más conveniente la forma cuadrada ya que permite un mallado más adecuado. En el apartado 4.2.4 se explican las opciones existentes de mallado en cada una de las formas, y las razones para la elección de una placa cuadrada.

La geometría de la placa se ha definido mediante el asistente de creación de partes de Autodyn mediante las coordenadas y dimensiones necesarias. Se ha creado la placa en una sola parte.

4.2.2 Simplificaciones

La modelización del problema debe hacerse aplicando la mayor simplificación posible sin que se vean afectados los resultados, de forma que se ahorre tiempo de simulación o que se reduzca el tamaño de los elementos donde sea adecuado. A menudo los problemas presentan alguna simetría que se puede aprovechar para reducir el tamaño del problema, esta es una de las principales vías para la simplificación del problema.

En un problema se puede plantear la posibilidad de utilizar distintas simetrías para la simplificación:

- Axial. Esta simplificación se basa en la utilización para el cálculo de un corte radial del problema, cuando éste es de revolución. Para considerar el resto de la pieza se añade la restricción de deformación plana. Ofrece grandes ventajas porque pasa a ser un problema en 2D, por tanto el número de elementos no sólo se reduce en gran medida sino que pasan a ser elementos más sencillos.
- Plana. En este caso se trata de utilizar uno o dos planos perpendiculares que son planos de simetría del problema de forma que se reduce el problema a la mitad o a un cuarto del problema original. Se añaden las restricciones oportunas en los movimientos de los nodos que se encuentran en los planos de simetría.

En las simulaciones realizadas para este proyecto se presenta la posibilidad, en base a la geometría y las condiciones de contorno, de utilizar la simetría axial, en un plano o la simetría a un cuarto.

En cuanto a la simetría axial, realmente el problema no se puede considerar del todo de revolución por la utilización (en la mayoría de simulaciones) del proyectil FSP 4.2.1.1 que no es un cuerpo de revolución. Pese a que se podría haber hecho algún tipo de aproximación como en el estudio de Grujicic ([52]), se descarta el uso de esta simetría por la imposibilidad de utilizar el modelo ortotrópico de comportamiento de compuesto de Kevlar-Epoxi. Además el empleo de la técnica de erosión, para evitar los

problemas de distorsión de los elementos Lagrangianos, no da buenos resultados en al aplicar este tipo de simetría [46].

En cuanto a utilizar las simetrías sobre uno o dos planos, presentaban problemas por el tamaño del paso temporal, que pese a utilizar la técnica de erosión, se reducía por debajo del límite del programa. A pesar de estos problemas, se presentan algunos resultados obtenidos con simetría a un cuarto para valorar las diferencias con el modelo completo.

Así pues para casi todas las simulaciones realizadas se ha utilizado una representación completa de ambas partes, únicamente con las pequeñas simplificaciones geométricas del proyectil FSP.

4.2.3 Propiedades de los materiales

4.2.3.1 Acero

Las propiedades del material del proyectil son iguales en todas las simulaciones, acero AISI 4340 definido por el modelo incluido en la librería del programa Autodyn utilizando el modelo de comportamiento del material de Johnson-Cook para resistencia y fallo.

Tabla 4. Datos para el modelo utilizado como material del proyectil en la simulación.

STEEL 4340			
Densidad de referencia [g/cm ³]	7,83	Constante de velocidad de deformación []	0,014
Ecuación de estado	Lineal	Exponente de debilitamiento por temperatura []	1,03
Módulo de compresibilidad [kPa]	$1,59 \cdot 10^8$	Temperatura de fusión [K]	$1,793 \cdot 10^3$
Temperatura de referencia [K]	300	Velocidad de deformación de referencia []	1
Calor específico [J/kgK]	477	Corrección de velocidad de deformación	1 ^{er} orden
Conductividad térmica [J/mKs]	0	Fallo	Johnson Cook
Resistencia	Johnson Cook	Constante de daño, D1 []	0,05
Módulo de cortadura [kPa]	$7,7 \cdot 10^7$	Constante de daño, D2 []	3,44
Límite elástico [kPa]	$7,92 \cdot 10^5$	Constante de daño, D3 []	-2,12
Constante de endurecimiento [kPa]	$5,1 \cdot 10^5$	Constante de daño, D4 []	0,002
Exponente de endurecimiento []	0,26	Constante de daño, D5 []	0,61

La utilización del modelo de Johnson-Cook permite una simulación correcta del comportamiento del acero a alta velocidad, pues se tienen en cuenta los efectos de la velocidad de deformación.

4.2.3.2 Compuesto Kevlar-Epoxi

4.2.3.2.1 Modelo utilizado

En la mayoría de las simulaciones realizadas se utiliza en la placa un modelo de material que representa un compuesto de Kevlar y Epoxi. Hay distintos modelos que pueden representar el comportamiento de este material. Para estas simulaciones se ha seleccionado un modelo que reproduzca el comportamiento variable con la dirección del esfuerzo que presentan los paneles de Kevlar-Epoxi, como los utilizados para protección balística. Para representar esta variación direccional del comportamiento es conveniente la utilización de un modelo de ortotrópico, como el explicado en el apartado 3.3.

El modelo escogido es el publicado por Hiermaier, desarrollado para impactos de alta velocidad, en concreto para simular un compuesto de Kevlar 129 y Epoxi [53]. Pese a estar diseñado para simular Kevlar 129, en el artículo publicado por Tham ([54]) se realiza un experimento de un impacto de un proyectil esférico sobre un casco de compuesto de Kevlar 29 y se obtiene una buena correspondencia con los datos del tamaño de la huella obtenidos en una simulación realizada con este modelo.

Este modelo utiliza una ecuación de estado y un modelo de daño ortotrópico, aunque no un modelo de resistencia ortotrópico. De esta forma el modelo resulta más sencillo y ahorra tiempo de cálculo, pero también simplifica el comportamiento del material. El modelo de resistencia utilizado es elástico, sin considerar la plastificación del material. A continuación en la Tabla 5 se presentan los distintos parámetros del modelo.

Tabla 5. Modelo de material para compuesto de Kevlar 129-Epoxi [54].

KEVLAR129-EPOXI			
Densidad de referencia [g/cm ³]	1,65	Módulo de cortadura [kPa]	$1,857 \cdot 10^6$
Ecuación de estado	Ortotrópica	Fallo	Tensión/deformación
Módulo de Young 11 [kPa]	$1,7989 \cdot 10^7$	Deformación de fallo a tracción 11 []	0,06
Módulo de Young 22 [kPa]	$1,7989 \cdot 10^7$	Deformación de fallo a tracción 22 []	0,06
Módulo de Young 33 [kPa]	$1,948 \cdot 10^6$	Deformación de fallo a tracción 33 []	0,02
Módulo de Poisson 12 []	0,08	Opción post-fallo	Ortotrópica
Módulo de Poisson 23 []	0,698	Fracción de rigidez a cortadura residual	0,2
Módulo de Poisson 31 []	0,0756	Fallado en 11, modo de fallo	sólo 11
Módulo de cortadura 12 [kPa]	$1,857 \cdot 10^6$	Fallado en 22, modo de fallo	sólo 22
Módulo de cortadura 23 [kPa]	$2,235 \cdot 10^5$	Fallado en 33, modo de fallo	sólo 33
Módulo de cortadura 31 [kPa]	$2,235 \cdot 10^5$	Fallado en 12, modo de fallo	sólo 12 y 33
Respuesta volumétrica	Polinomial	Fallado en 23, modo de fallo	sólo 23 y 33
Parámetro A2	$5,895 \cdot 10^7$	Fallado en 31, modo de fallo	sólo 31 y 33
Resistencia	Elástico		

Al modelo, obtenido del artículo de Tham ([54]), se añade la respuesta volumétrica, no mencionada en ese artículo, pero que se considera necesaria en base a los experimentos expuestos por Silva ([29]), que indican la necesidad de incluir la respuesta volumétrica polinomial para una correcta simulación del impacto. El valor utilizado para el parámetro A2 es diez veces el módulo de compresibilidad, calculado por Autodyn en base a los módulos de Young direccionales, como se recomienda en el estudio de Silva [29].

4.2.3.2.2 Otros modelos

Existen otros modelos para simular el comportamiento ortotrópico de los compuestos de Kevlar-Epoxi. En otro trabajo de Silva ([55]) se expone un modelo similar al que se ha visto anteriormente pero con unos parámetros distintos. En este caso se trata de adaptar el modelo al comportamiento de un compuesto de Kevlar29-Epoxi, partiendo de datos experimentales obtenidos mediante ensayos cuasiestáticos. Se observa en este modelo que las rigideces aplicadas son notablemente menores a las del modelo de la Tabla 5 (por ejemplo, $E_{22} = 6,311 \cdot 10^6$ kPa). A pesar de esta diferencia en el artículo se muestra coincidencia en la previsión del límite balístico de una lámina de 2,4 mm.

Otro modelo interesante es el incluido en la librería de Autodyn con la denominación “KFRP”. Este modelo aparece también en el artículo de Hiermaier ([53]), es similar al que se ha utilizado pero con una descripción más detallada del

comportamiento del material. En este modelo la resistencia del material se modela también como ortotrópica y además con una curva de endurecimiento por deformación no lineal. Se muestra además en el estudio de Clegg ([47]) una modificación del modelo de fallo, y en lugar de utilizar los límites de deformación en las tres direcciones principales, se utilizan las tensiones máximas y la energía de fractura en todas las direcciones.

También en la librería de Autodyn, se incluye otro modelo para compuestos de Kevlar-Epoxi, el denominado “KEVLAR EPX”. La diferencia fundamental de este modelo es que su ecuación de estado es de tipo Puff. La ecuación de estado de tipo Puff está indicada para el uso en problemas de impacto. El modelo de fallo sólo tiene en cuenta un límite de presión para valorar el fallo del material. El inconveniente de este modelo es que considera que el material es isotrópico y no incluye de ninguna forma la influencia en el comportamiento de las características direccionales del material. Por otra parte ahorra tiempo de cálculo, al ser un modelo más sencillo.

4.2.4 Mallado

El tipo de mallado utilizado en todas las simulaciones es de tipo Lagrangiano, por la mayor simplicidad del cálculo y la posibilidad de obtener información de las partes durante el impacto.

En cuanto al tamaño de elemento, se utiliza el mismo tamaño en ambas partes, proyectil y placa, para evitar que se produzcan errores debidos a influencia en el comportamiento entre ambas partes que no esté solo influida por las características del modelo de material. Para escoger el tamaño de elemento utilizado se ha utilizado como orientación los tamaños utilizados en artículos publicados con simulaciones similares. En el estudio de Silva ([55]) se utiliza un tamaño de elemento de 0,4 mm y en el trabajo de Tham ([54]) el tamaño de elemento es de 0,5461 mm. Todas las simulaciones, excepto las correspondientes al análisis de sensibilidad, se realizan con un tamaño de elemento en el proyectil y la zona central de la placa de 0,5 mm.

4.2.4.1 Proyectil

El mallado de los distintos proyectiles se ha realizado dentro del Ansys Workbench con el software de mallado de Ansys (Ansys Meshing). Se han aplicado en la operación de mallado las condiciones de tamaño de elemento (0,5 mm) y de forma de elemento (hexaédrico). La razón para escoger un tipo de elemento hexaédrico en los proyectiles es tener unos elementos similares a los que se utilizan para mallar la placa. En el siguiente apartado se explican las razones para utilizar elementos hexaédricos en el mallado de la placa.

En la Figura 23 se presentan las imágenes del mallado de las cuatro geometrías utilizadas para los proyectiles.

El mallado es en general correcto en todos los proyectiles, aunque aparecen algunos problemas en el proyectil de punta cónica. La geometría de este proyectil en las proximidades del vértice dificulta el mallado con elementos hexaédricos que no pueden adaptarse completamente a la geometría. Los elementos de tipo tetraédrico permitirían una mejor adaptación de los elementos a la geometría. No obstante el mallado de los otros tres proyectiles presenta una buena adaptación a la geometría.

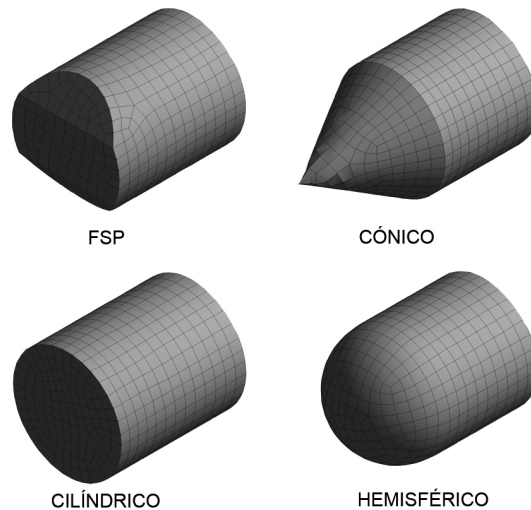


Figura 23. Mallado de los cuatro tipos de proyectil utilizados.

4.2.4.2 Placa

Al contrario que en el proyectil, se plantea el problema de que la placa tiene un gran tamaño y se hace imposible mallar toda la placa con el tamaño de elemento escogido, por la capacidad de memoria de la máquina y por el tiempo de cálculo. Como solución se utiliza un mallado con elementos de 0,5 mm en la zona donde impacta el proyectil. Esta solución permite unos resultados correctos sin un coste computacional innecesario, ya que en un impacto balístico se produce una deformación extrema en la zona de impacto y la mayor parte de la placa sufre deformaciones pequeñas para las que son suficientes elementos mayores. Existen numerosos trabajos publicados en los que se utiliza este tipo de mallado para simular impactos balísticos con buenos resultados (por ejemplo: [21], [54], [55]).

El mallado de la placa se ha realizado con Autodyn mediante el asistente de creación de partes. Ansys Meshing no proporcionaba suficiente control sobre el tamaño de elemento para la creación de un mallado progresivo, generándose como resultado un mallado con demasiados elementos y poco eficiente.

En la elección de la forma de elemento utilizado se valora la posibilidad de utilizar elementos tetraédricos por su mejor tolerancia a las grandes distorsiones que sufre el material durante la penetración del proyectil aunque los elementos hexaédricos resulten más eficientes. Pero los elementos tetraédricos quedan descartados al no ser aplicable a éstos un modelo de tipo ortotrópico como los que se pretenden utilizar. Los modelos ortotrópicos requieren que los elementos tengan un sistema de ejes definido para aplicar las distintas características del material. En Autodyn existen dos opciones, que se definen en las características del modelo de material, IJK y XYZ. Estas son dos formas de definir las direcciones del material, en el primer caso se utilizan los ejes del elemento y en el segundo caso unos ejes basados en el sistema de coordenadas del problema. En ambos casos se puede modificar la orientación de estos ejes. En las simulaciones realizadas se ha utilizado el sistema de ejes referenciado al sistema de referencia del problema, ya que proporciona una visión más sencilla de la orientación.

A partir de la necesidad de realizar un mallado de tamaño variable, las posibilidades son utilizar una placa cuadrada con un mallado más fino en la zona central o una placa de geometría circular formada por sucesivas partes anulares con un tamaño

de elemento pequeño en el centro y progresivamente mayor hacia fuera. Al principio se pretendió utilizar la opción de la placa circular, pero presenta algunos problemas derivados de las capacidades de mallado de Autodyn. Para unir la malla de los distintos anillos con distinto tamaño de elemento es necesario definir unas transiciones en las superficies de contacto y asegurarse de que los nodos de las dos superficies que se unen estarán en contacto, sin que ninguno de ellos quede libre. Además las transiciones posibles son únicamente 3-1 y 4-2, lo que significa que el número de elementos en la superficie y dirección elegida se reducen a un tercio o a un medio, lo que obliga a que el número de elementos sea divisible entre 3 y 2 respectivamente. El mayor problema de este sistema es que la forma de los elementos generados en la transición provoca una deformación anormal en esa zona y altera los resultados obtenidos. En la Figura 24 se puede ver un ejemplo de este problema en la zona delaminada (fallo en dirección 33).

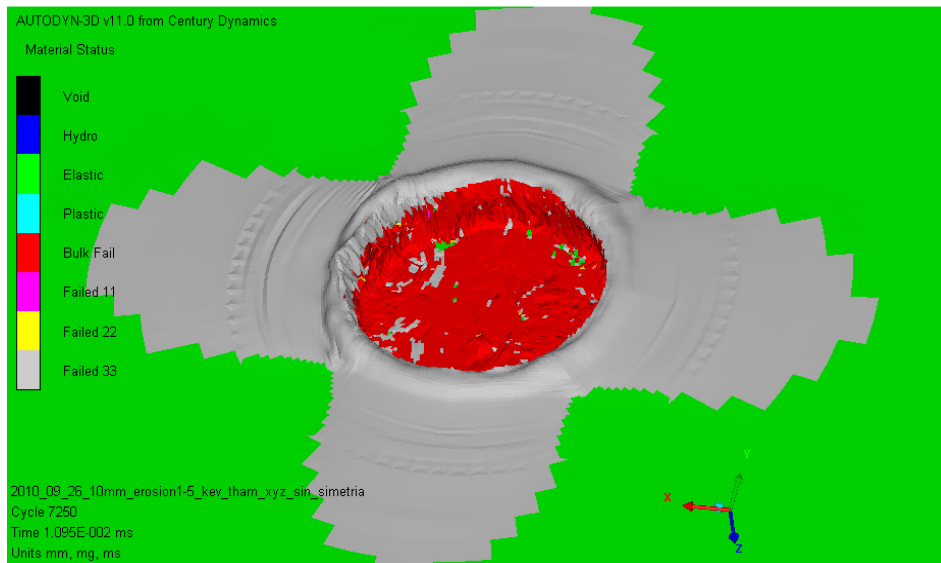


Figura 24. Ejemplo de deformación anormal en la transición del mallado.

Por tanto se opta por una placa cuadrada con un mallado de 0,5 mm en una zona cuadrada de 15 x 15 mm en el centro de la placa. El tamaño de los elementos crece progresivamente hacia los extremos de la placa. Las bandas centrales en ambas direcciones del plano de la placa tienen un tamaño de elemento menor, lo que supone una ventaja ya que se espera que esas zonas sean las que mayores deformaciones sufran aparte de la zona de impacto por la delaminación. En la dirección del espesor se mantiene un tamaño de elemento constante para toda la placa. El número de elementos en cada dirección del plano de la placa es 100 y en la dirección del espesor en función de la simulación, pues habrá distintos espesores, pero siempre de forma que los elementos de la zona central sean cúbicos. En la Figura 25 se puede ver la apariencia de la zona central de la malla utilizada en una de las caras de la placa. En las simulaciones realizadas para el análisis de sensibilidad se cambia el tamaño de los elementos de la zona central en todas las direcciones.

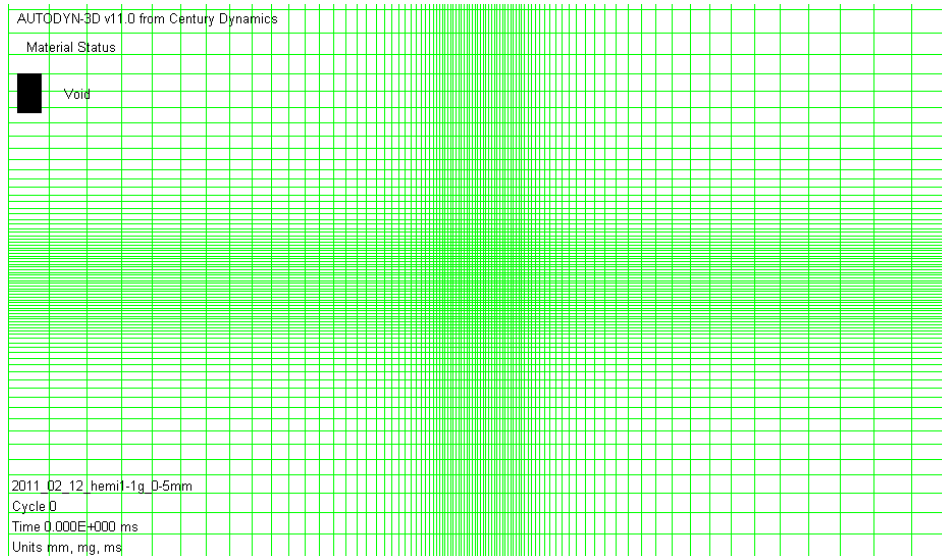


Figura 25. Aspecto de la malla en la zona central de la placa.

4.2.5 Parámetros de la simulación

4.2.5.1 Condiciones iniciales

Hay que imponer a cada una de las partes las condiciones iniciales oportunas para simular el problema. Al proyectil se le debe aplicar una condición de velocidad inicial en dirección perpendicular a la placa, y ajustar su posición lo más cercana posible a la placa para evitar calcular tiempo de vuelo del proyectil innecesario.

En cuanto a la placa se aplica una restricción de velocidad cero a todos los nodos de los bordes de la placa, en todas las direcciones. De este modo se pretende simular la condición de firme sujeción que se aplica en los ensayos experimentales.

4.2.5.2 Parámetros de estabilidad

Los parámetros de amortiguación artificial se conservan con los valores por defecto de Autodyn, excepto el parámetro de amortiguación para evitar modos de vibración de energía cero (hourglassing), que se incrementa a 0,15 por la recomendación que se encuentra en un estudio de Silva ([56]).

4.2.5.2.1 Erosión

Para evitar los problemas con la distorsión de los elementos Lagrangianos se utiliza el mecanismo de erosión, incluyéndolo en el modelo de material. Se elige el método de deformación geométrica instantánea, éste no tiene en cuenta las deformaciones anteriores sino que se calcula en función de las deformaciones en cada paso temporal. Se utiliza este método por la indicación de la referencia. En cuanto al valor límite, se recomienda que se encuentre entre 1 y 2 por lo general ([54],[55]). Se utiliza el valor indicado en el trabajo de Tham ([54]), de 1,5. En pruebas utilizando 1 como límite se observó que se eliminaban demasiados elementos durante la fase inicial del impacto y con el valor 2 se producía fallo de la simulación por elementos demasiado distorsionados, es decir la técnica de erosión no cumplía su función.

Cuando se produce la erosión de un elemento existen dos opciones: que se elimine el elemento por completo o que se mantenga la inercia del elemento. Mediante la segunda opción al eliminarse un elemento, su masa se transfiere a los nodos de sus vértices, de no ser así se descarta la masa del elemento en cuestión. Se aplica la opción de mantener la inercia porque se espera la erosión de multitud de elementos y se pretende evitar que la eliminación de la inercia de éstos afecte a los resultados.

4.2.5.3 Interacción

El cálculo de la distancia de interacción (“*gap size*”) donde se comienza a calcular la interacción de dos elementos se recomienda entre $1/2$ y $1/10$ de la dimensión de la cara más pequeña de un elemento. En este caso se aplica la opción proporcionada por Autodyn de cálculo automático, que toma la dimensión menor del intervalo, es decir se toma la fracción $1/10$. Así pues dependiendo del proyectil utilizado la distancia de interacción será distinta, ya que la adaptación de la malla a la geometría obliga a que haya algunos elementos menores al tamaño indicado.

4.2.5.3.1 Fricción

Se define un valor de coeficiente de fricción estático para tener en cuenta la energía que pierde el proyectil por la fricción con el material durante la penetración. El valor aplicado es 0,2, obtenido de un estudio de Cheeseman y Bogetti ([4]) para la fricción entre Kevlar y acero. Este valor se tiene en cuenta a modo de aproximación, teniendo en cuenta que en algunos artículos, como los trabajos de Morye ([28]) y He ([41]), se considera que la energía absorbida por fricción es pequeña en relación con el total.

4.3 Validación y análisis de sensibilidad

4.3.1 Validación

Para comprobar la validez del modelo se imita la simulación realizada en el artículo de Tham ([54]) y se comparan los resultados con los expuestos en el artículo. Esta simulación se realiza con un proyectil de tipo FSP de 1,1 gramos impactando contra una placa de Kevlar-Epoxy de 9,5 mm de espesor, con las propiedades de la Tabla 5. Según los resultados presentados en el artículo referido, la velocidad de límite balístico obtenida a partir de la simulación fue de 610 m/s. Se hace referencia al límite balístico obtenido experimentalmente por Van Hoof, que fue de 600 m/s [57].

En la simulación realizada aquí se utiliza la velocidad de 610 m/s y se observan los resultados para valorar si corresponde con el límite balístico. La Figura 26 es la curva de velocidad del proyectil respecto al tiempo, donde se puede ver su velocidad final. Si la velocidad final es cero o próxima a cero se puede considerar que la velocidad inicial utilizada es el límite balístico para este conjunto de material, espesor y proyectil.

RESULTADOS

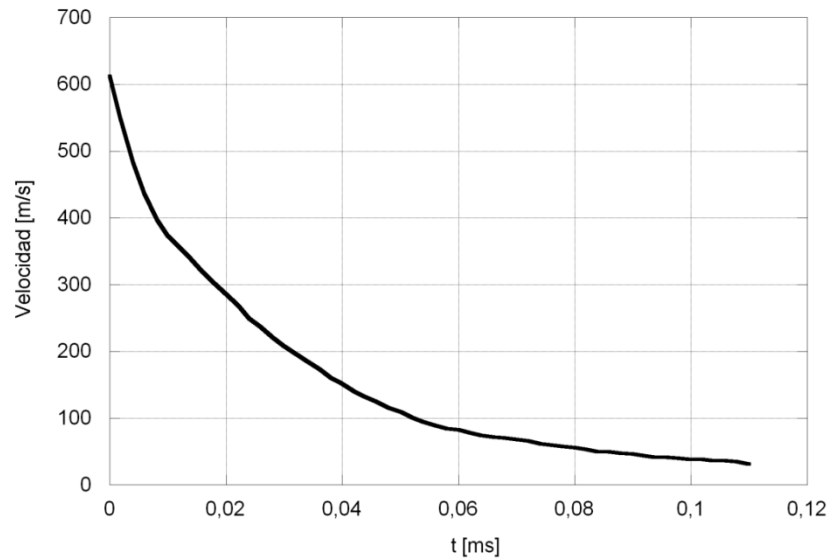


Figura 26. Curva de velocidad de la simulación con elementos de 0,5 mm.

La velocidad final obtenida (≈ 30 m/s) es bastante baja por lo que puede considerarse que está muy cerca de ser el límite balístico. Si se tienen en cuenta las curvas de velocidad residual frente a velocidad incidente Figura 27, se observa que la zona cercana al límite balístico (valor más alto de velocidad incidente para el que la velocidad residual es cero) tiene una pendiente muy alta, por lo que una velocidad residual baja significa estar muy cerca del límite balístico.

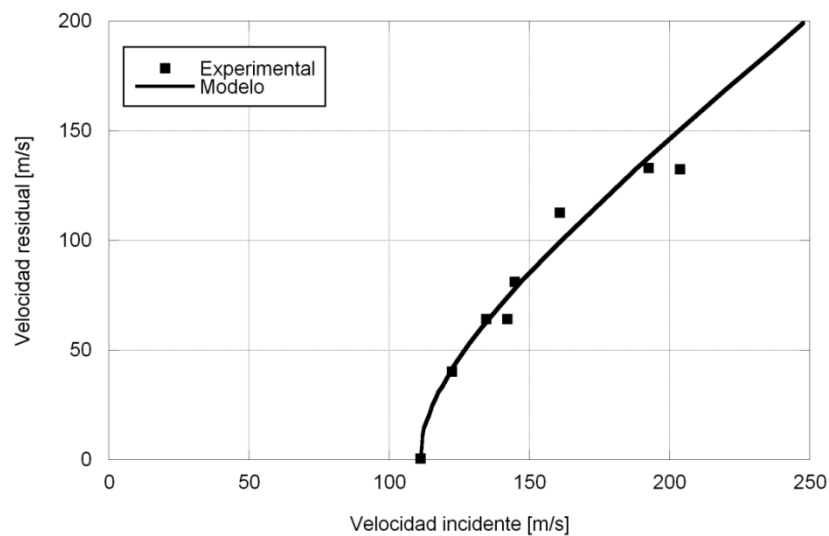


Figura 27. Curva de velocidad residual frente a velocidad de impacto para proyectil $d=7,5$ mm $m=12,5$ g, con un laminado de 10 capas de Kevlar [41].

En la Figura 28 se puede ver el daño producido en la placa de material compuesto. En esta imagen, como en la mayoría de las siguientes, se ha retirado de la visualización la mitad de la placa para poder ver el estado del material en la zona de impacto. Claramente la zona de la placa por delante del proyectil ha fallado completamente, la mayoría de los elementos han sido eliminados por excesiva distorsión o han sufrido fallo en más de una dirección.

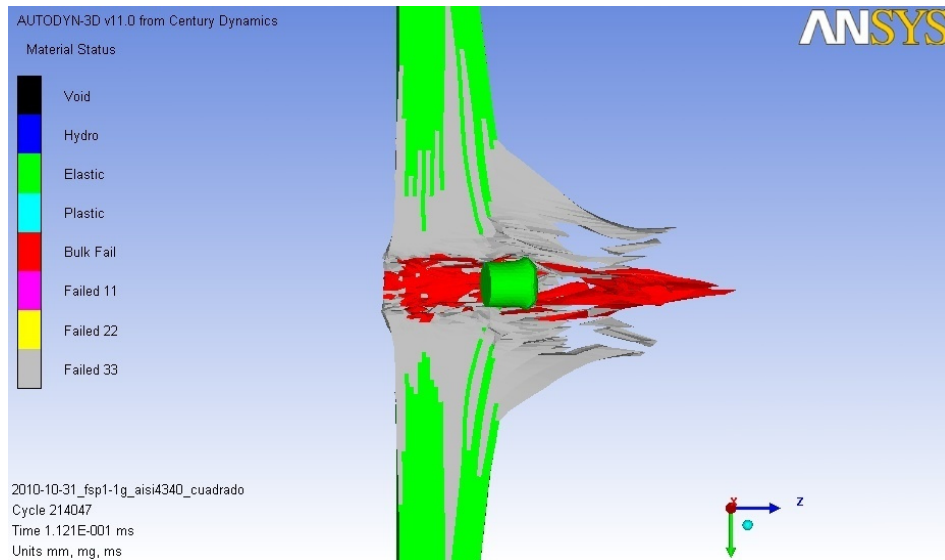


Figura 28. Estado final del material en simulación con elementos de 0,5 mm.

4.3.2 Análisis del daño

A partir de la simulación realizada para la validación se puede analizar si aparecen los modos de daño que se esperan en un impacto de este tipo.

En la primera parte del recorrido del proyectil a través del panel se espera que el proyectil corte el material en la zona periférica del proyectil. La forma característica del frente del proyectil FSP hace que al principio esta cortadura sea predominante en la zona donde presenta bordes a 90° , como se representa en la Figura 29.

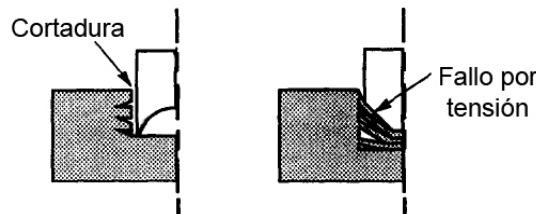


Figura 29. Distinto daño producido por el proyectil FSP [58].

En la parte inicial del recorrido del proyectil en la placa se puede ver que parte del material sufre delaminación (fallo en dirección 33, zona gris) en la cara frontal de la placa y el resto del material que sufre fallo lo hace en la dirección 22 (color amarillo), que coincide con la dirección que definen las superficies inclinadas del frente del proyectil. El fallo en la dirección ortogonal a la 22 en el plano (dirección 11) se representa con el color magenta. Las zonas rojas (*Bulk fail*) representan a los elementos que han fallado en al menos dos direcciones, los elementos en ese estado solo pueden soportar tensiones hidrostáticas. En la Figura 30 se puede ver el aspecto de la zona deformada en ambas direcciones. En el instante tomado no se apreciaba cortadura, pero sí se apreciaba que el material de la placa sufre una deformación más severa en el borde del proyectil.

RESULTADOS

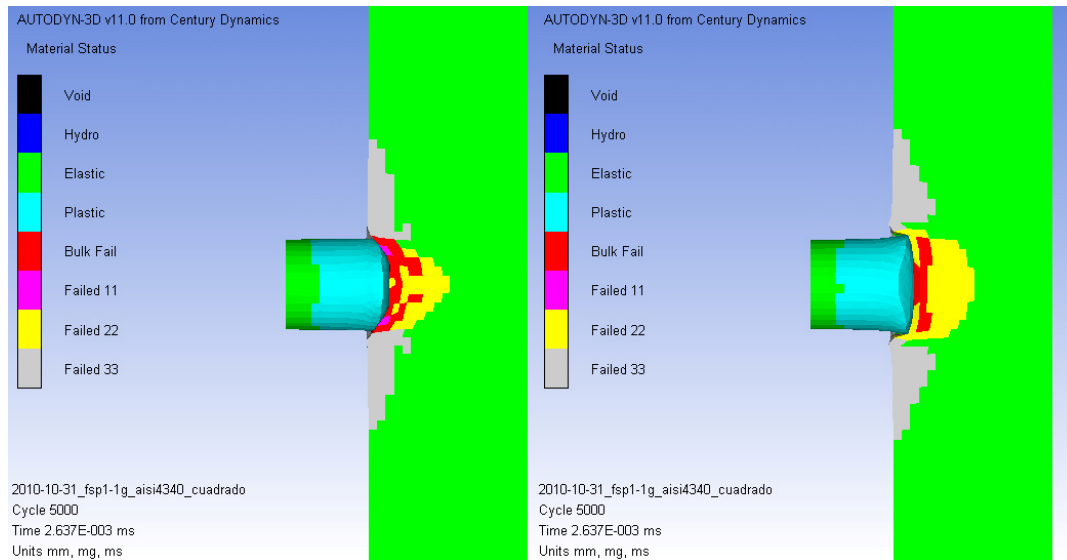


Figura 30. Comparación del daño producido por el proyectil FSP en las dos direcciones.

Al continuar su avance, el proyectil hace fallar las fibras en una de las direcciones del plano (principalmente la 22) y debido a la presión ejercida también en la dirección del espesor (33). Esto origina un conjunto de elementos frente al proyectil que presentan únicamente resistencia como un material isótropo que ha perdido sus características resistentes debidas a las fibras de Kevlar (zona roja). Esta parte del material se comienza a mover con el proyectil frente a él, de forma que el proyectil avanza como si tuviera una forma más redondeada en su frente. Este comportamiento del material se puede ver en la Figura 9. En la Figura 31 ya se aprecia claramente que en el borde del proyectil se está produciendo una superficie cilíndrica por el efecto de cortadura, a pesar de que el proyectil ha comenzado a deformarse perdiendo su forma característica y presentando una forma con menos diferencias en sus dos direcciones. La deformación del proyectil distribuye también la presión ejercida por el proyectil.

La delaminación en la cara frontal va avanzando por la fuerza que ejerce el proyectil sobre el material que encuentra y trata de arrastrar, provocando tensiones en la dirección del espesor.

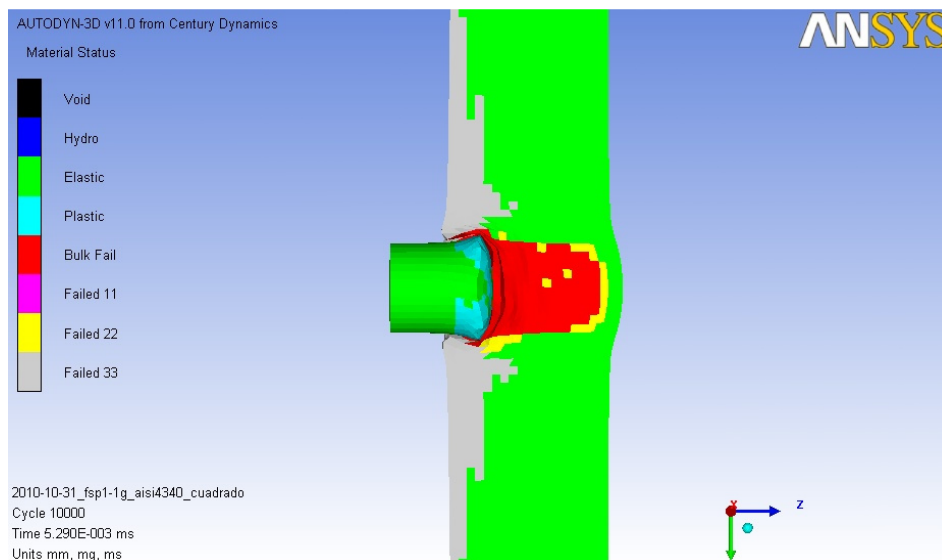


Figura 31. Estado del material en el instante $5,29 \cdot 10^{-3}$ ms.

RESULTADOS

Cuando ha fallado gran parte del espesor frente al proyectil, la fuerza resistente del compuesto comienza a disminuir porque queda poco material que conserve sus características resistentes debidas a las fibras de Kevlar. El poco espesor de material no dañado en la cara trasera se deforma empujado por el proyectil y el material fallado, pero no sufre unas deformaciones tan altas por lo que no sufre fallo. Este parte del material, al recibir la onda de presión comienza a delaminarse, lo que facilita su desplazamiento, pues pierde la resistencia en la dirección del espesor. La zona delaminada en la cara trasera sí conserva la resistencia en las direcciones del plano, por lo que aún contribuye a la deceleración del proyectil de forma significativa.

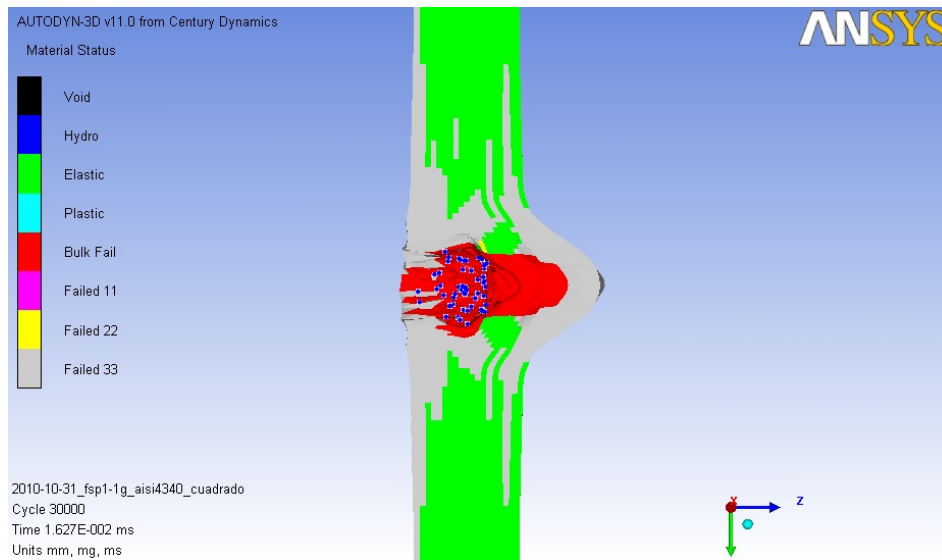


Figura 32. Estado del material en el instante $1,627 \cdot 10^{-2}$ ms (no se representa el proyectil).

En la Figura 32 se ha retirado de la visualización el proyectil para poder apreciar los elementos erosionados en las paredes del orificio (puntos azules). Debido a los esfuerzos de cortadura frente al borde del proyectil los elementos se distorsionan en exceso y tienen que ser eliminados, esta técnica simula el corte de las fibras de Kevlar y el epoxi que sufre el material en un impacto real. Algunos elementos en contacto con la cara frontal del proyectil también sufren erosión por la gran deformación debida a la presión ejercida por el proyectil.

La extensión de la delaminación en la Figura 32 comienza a tomar la forma que se espera en un impacto sobre un laminado grueso (Figura 11), incrementándose la extensión de la delaminación al aproximarse a ambas caras del laminado. En la zona media de la placa también se incrementa el alcance de la delaminación por el efecto de arrastre del proyectil al avanzar. Para apreciar mejor la delaminación en una simulación de este tipo, en el estudio de Van Hoof ([21]) se forma el modelo del laminado con capas separadas simulando una unión adhesiva.

La delaminación no se distribuye uniformemente en el plano, debido a las características ortotrópicas del material, sino que se extiende en forma de cruz en la cara delantera, correspondiendo con observaciones realizadas en un artículo escrito por Silva ([29]). La cara trasera si presenta una delaminación con una distribución más circular.

En la cruz formada por la delaminación en la cara delantera, se puede observar que en una dirección es más extensa que en la otra. Es debido a la forma del proyectil FSP, como se ve en la Figura 29 produce un daño distinto según la dirección. La dirección con borde más afilado produce más cortadura y extiende menos el daño por

RESULTADOS

delaminación. La dirección achaflanada arrastra más el material antes de que éste sufra el fallo, extendiendo el daño por delaminación.

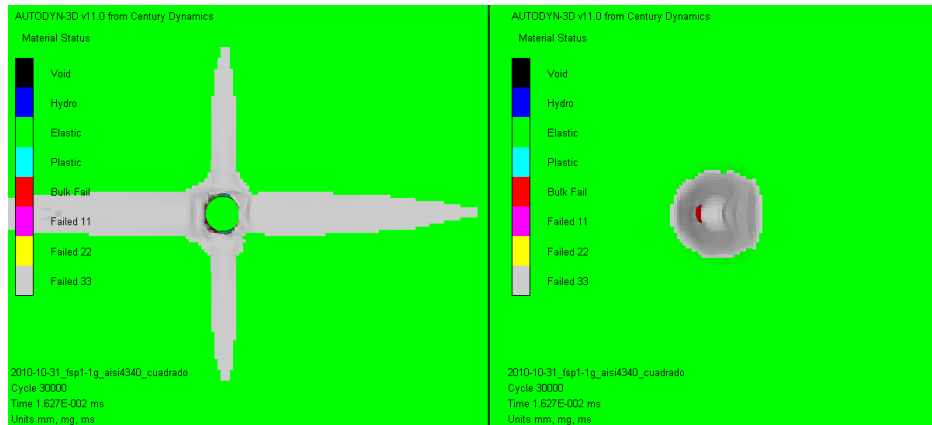


Figura 33. Delaminación producida en la placa. Cara delantera (Izqda.), cara trasera (Dcha.).

El resto del recorrido del proyectil se mantiene similar empujando el material fallado, extendiéndose la delaminación y en la zona de la cara trasera se va incrementando la deformación del material. Cuando la deformación de los elementos de la cara trasera supera el límite comienzan a fallar, y por tanto pierden su resistencia, lo que provoca que sean eliminados por excesiva deformación. El fallo de estos elementos representa lo que en un ensayo real sería la rotura de las fibras de la cara trasera del panel, completando el orificio a través del panel.

La forma final de la sección del panel tras el impacto (Figura 28) presenta un aspecto similar al que se representa en la Figura 10. En la primera parte el panel es perforado formando una superficie más o menos cilíndrica y posteriormente las fibras fallan por tensión debida al estiramiento provocado por el avance del proyectil. En la Figura 28 se aprecia delaminación extensa en la zona media del espesor del panel. Esta zona, de acuerdo con lo representado en la Figura 10, supone la división de ambos modos de fallo. En la Figura 34 es difícil apreciar la diferencia del modo de fallo por la gran cantidad de elementos erosionados, pero si se aprecia que los elementos por detrás de la zona mencionada han sido empujados y las líneas de la malla se orientan más hacia la salida del proyectil.

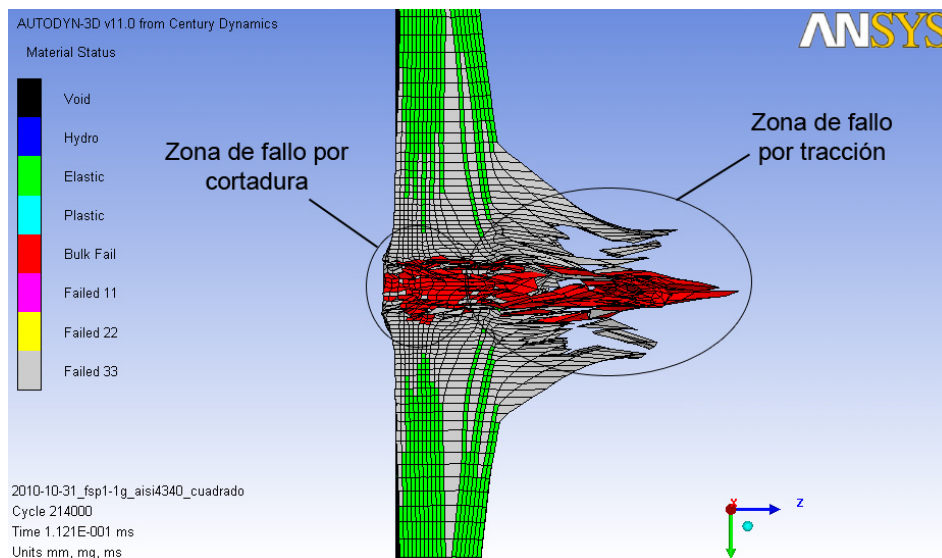


Figura 34. Estado final del material con malla superpuesta y diferenciación de tipos de fallo.

Los daños observados en la simulación realizada son coherentes con lo que se esperaba, de acuerdo a observaciones experimentales en los artículos mencionados anteriormente. Este análisis complementa la validación con los datos de velocidad realizada en el apartado anterior, ya que el proceso de penetración del proyectil presenta una correspondencia razonable con un ensayo real.

4.3.2.1 Análisis del daño a velocidades lejanas al límite balístico

Se realizan dos simulaciones a velocidades alejadas del límite balístico (200 m/s y 1000 m/s) para comprobar si en la simulación se obtiene el tipo de deformación que se espera según lo visto en la Figura 6 en el apartado 2.3.3 y por tanto el modelo funciona bien con velocidades muy diferentes.

4.3.2.1.1 Simulación con baja velocidad de impacto, 200 m/s.

Se escoge la velocidad de 200 m/s para observar el daño producido por un proyectil a una velocidad bastante menor al límite balístico.

Como era de esperar el proyectil se detiene rápidamente pasando a tener velocidad negativa y alejándose nuevamente del panel.

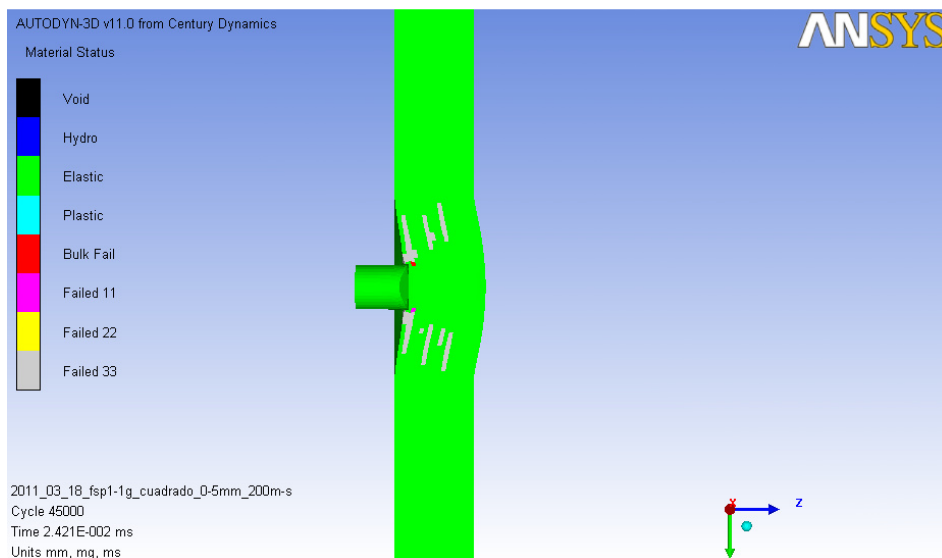


Figura 35. Estado final del material en la simulación con velocidad inicial 200 m/s.

En cuanto al daño producido por el proyectil, se trata casi totalmente de delaminación producida en una zona cónica alrededor del proyectil en parte del espesor y muy poco daño donde impacta el proyectil. Este tipo de daño es el esperado de acuerdo a la Figura 6. Pese a ser un impacto a una baja velocidad comparado con el límite balístico de este panel, produce un daño que en una aplicación real puede afectar a la resistencia a un segundo impacto sobre el panel.

4.3.2.1.2 Simulación con alta velocidad de impacto, 1000 m/s.

La simulación con velocidad del proyectil 1000 m/s permite ver el resultado que ofrece el modelo ante una velocidad significativamente más alta que el límite balístico del panel.

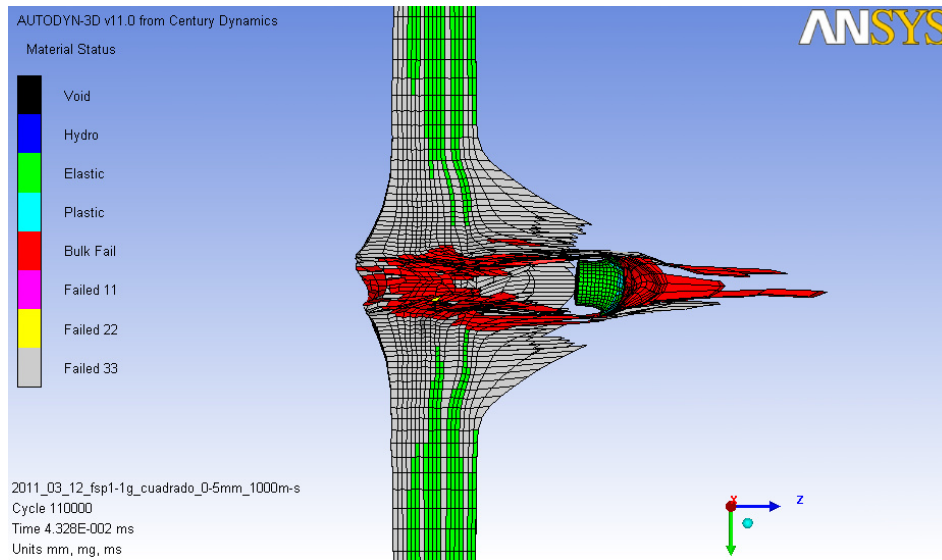


Figura 36. Estado final del material en la simulación con velocidad inicial 1000 m/s.

La velocidad residual del proyectil en la simulación es 568 m/s. El proyectil atraviesa por completo el panel en poco tiempo.

En la Figura 36 se muestra el estado del material tras el paso del proyectil. Se muestra la malla superpuesta para una mejor visualización de los modos de fallo. La principal diferencia que se observa en el fallo, respecto a la simulación con velocidad igual al límite balístico, es que la zona de cortadura es mucho mayor. Se puede ver que la zona que ha fallado por tracción es pequeña respecto al espesor total. Una muestra más de que domina el fallo por cortadura es que el proyectil en su salida arrastra un tapón de material que separa del panel. También es llamativa la gran deformación del proyectil, ensanchándose la parte frontal y tomando una forma redondeada.

4.3.3 Análisis de sensibilidad del mallado

Es necesario realizar un análisis de sensibilidad de la malla para conocer las variaciones en los resultados en función del mallado. Para ello se han realizado dos simulaciones variando el tamaño de los elementos de la zona de impacto. En este caso sólo se aumenta el tamaño de elemento, porque una reducción del tamaño implica un mayor número de elementos y por tanto requiere una mayor memoria y requeriría bastante mayor tiempo de cálculo.

Se comparan los resultados obtenidos con tamaños de elemento en la zona de impacto de 0,5, 0,55 y 0,6 milímetros. En la Figura 37 se pueden ver las distintas curvas de velocidad del proyectil respecto al tiempo para los tres tamaños de elemento mencionados.

RESULTADOS

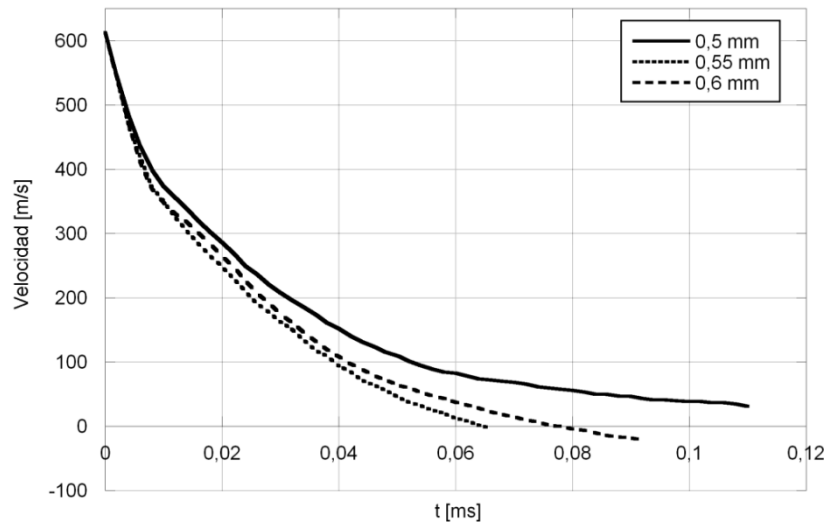


Figura 37. Curvas de velocidad con tres tamaños de elemento distintos.

En las tres simulaciones la curva de velocidad del proyectil es similar, en ellas el proyectil llega a velocidad próxima a cero o negativa. No se observa una relación directa o inversa entre el tamaño de elemento y la deceleración del proyectil, pues las curvas no presentan un orden. En la simulación con el tamaño de elemento 0,55 mm es en la que el proyectil llega a la parada en un menor tiempo, mientras en la simulación de referencia con tamaño de elemento 0,5 mm, el proyectil no llega a velocidad cero y tarda más en llegar a una velocidad estable.

En el caso de los elementos de 0,6 mm la velocidad residual resulta negativa, es decir, el proyectil retrocede. A partir de esto se podría considerar que el material resiste pero el estado en el que se encuentra la zona de impacto (Figura 38), indica que todo el material frente al proyectil ha fallado y conserva una cierta velocidad. Aunque no se observa que se produzca en la simulación un orificio a través de todo el material, éste está completamente delaminado y gran parte del cono formado conserva velocidades del orden de los 100 m/s (Figura 39). La delaminación implica que el material no opone resistencia en la dirección del espesor a la inercia que tiene el cono de laminado que se mueve por delante del proyectil.

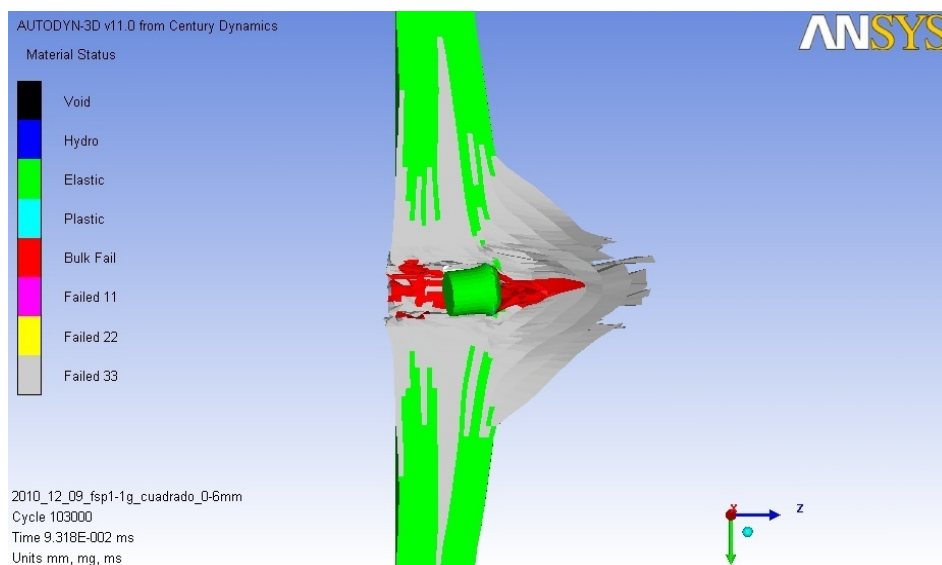


Figura 38. Estado final del material en simulación con elementos de 0,6 mm.

RESULTADOS

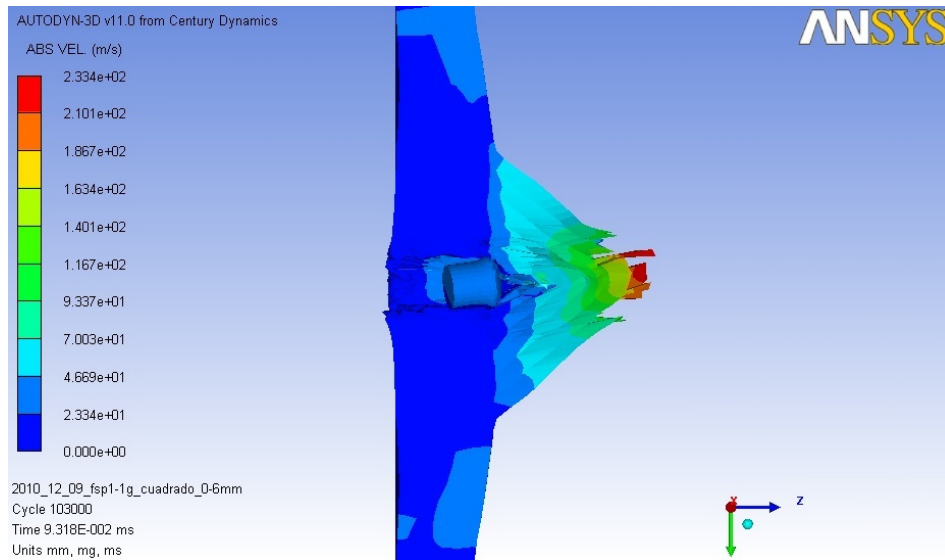


Figura 39. Velocidades del material en simulación con elementos de 0,6 mm.

En el caso de la simulación con elementos de 0,55 mm ocurre algo similar, no parece formarse un orificio en el material. De la misma forma aparecen altas velocidades en el material que se desplaza por delante del proyectil (Figura 41) y gran parte de éste ha fallado, principalmente en la dirección del espesor (Figura 40). Se aprecia que el patrón de delaminación en las simulaciones con elementos de 0,55 y 0,6 mm es muy similar al de la simulación con elementos de 0,5 mm (Figura 28), y se aprecian las dos zonas de fallo distinto.

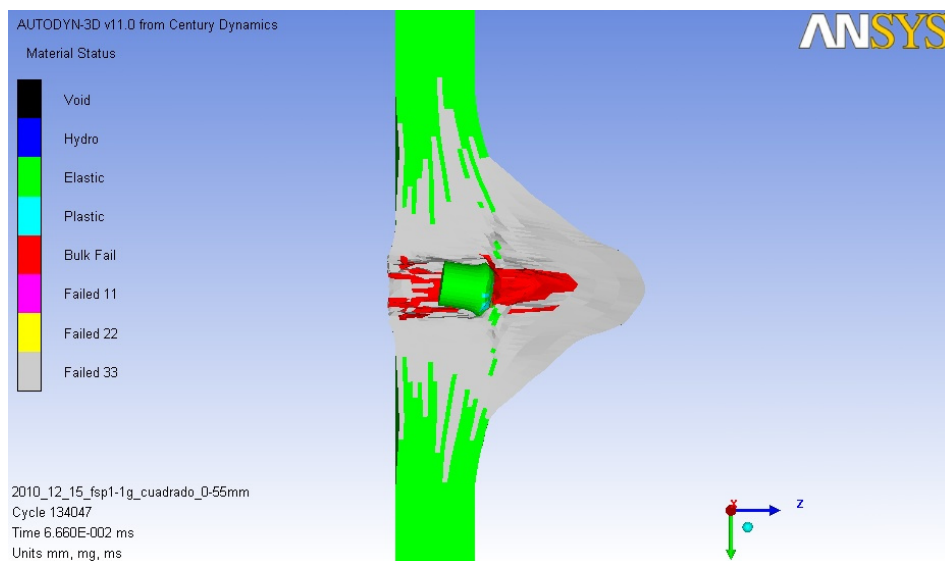


Figura 40. Estado final del material en simulación con elementos de 0,55 mm.

RESULTADOS

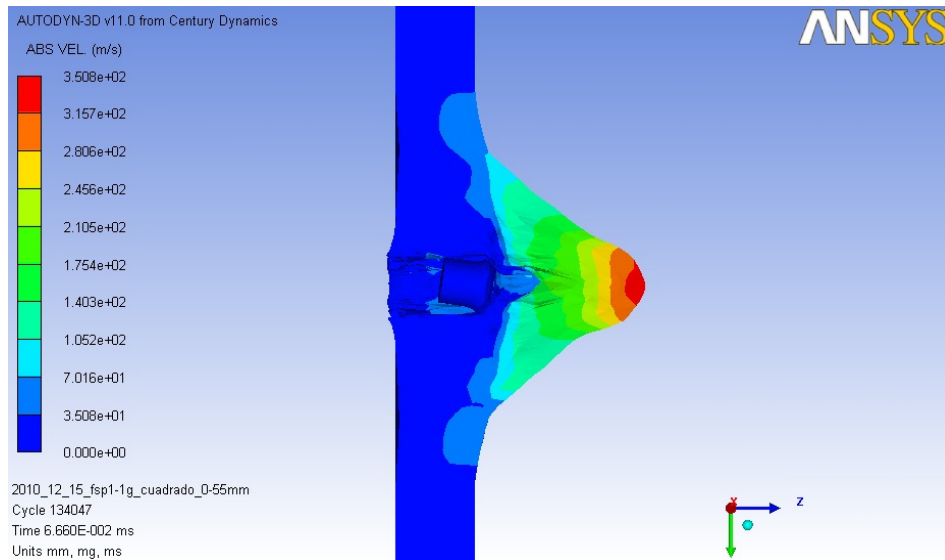


Figura 41. Velocidades del material en simulación con elementos de 0,55 mm.

En base a los resultados de estas tres simulaciones, se puede decir que la simulación presenta una cierta incertidumbre influida por el tamaño de elemento, principalmente en la curva de velocidad del proyectil. Sin embargo el material queda dañado de forma similar en las tres simulaciones, sin que la velocidad residual del proyectil sea alta.

Es posible que las diferencias observadas sean originadas porque la influencia de la erosión de los elementos se vea modificada al cambiar el tamaño de los elementos.

4.3.3.1 Modelo con simetría en dos planos

Para valorar la posibilidad de ahorrar tiempo de simulación se realizó una simulación aplicando condiciones de simetría en dos planos para que solo sea necesario utilizar una cuarta parte del problema.

Al realizar la simulación, se confirma efectivamente la gran ventaja del menor tiempo de cálculo pero aparece el problema de que la simulación falla por paso temporal demasiado pequeño, de forma que no se puede continuar la simulación.

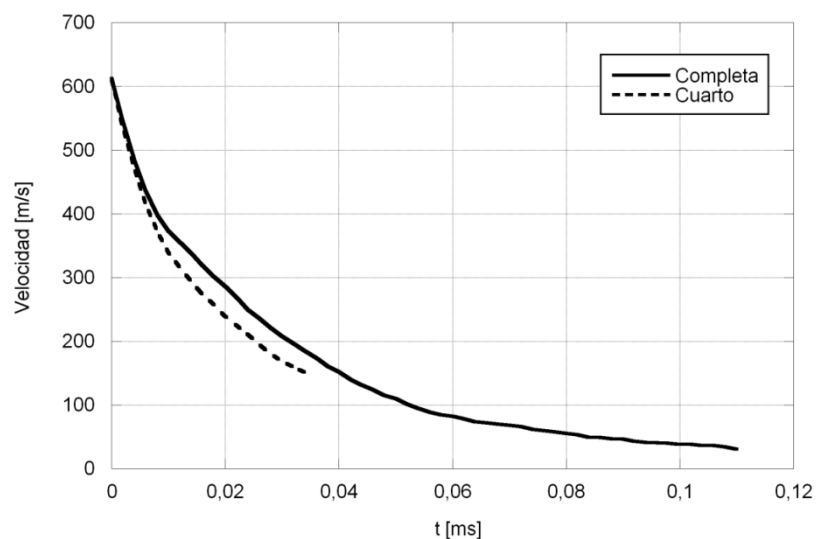


Figura 42. Curvas de velocidad del proyectil para geometría completa y simetría en dos planos.

En la Figura 42 se puede ver que la curva de velocidad del proyectil es muy similar a la obtenida en la simulación con placa y proyectil completos, hasta que se produce el fallo y no se puede continuar con la simulación, de forma que no se pueden obtener resultados completos.

En torno a la zona de impacto se producen las mayores deformaciones y distorsiones de los elementos, muchos de estos elementos se encuentran en los planos de simetría. El origen del problema puede ser que la simetría impida que la técnica de erosión actúe adecuadamente. Si no se erosionan los elementos severamente distorsionados se reduce el paso temporal excesivamente hasta estar por debajo del paso más pequeño que permite la estabilidad de la simulación.

4.4 Comparación de resultados con datos experimentales y modelos

Tres de los modelos para predecir el límite balístico de un material compuesto del apartado 2.7, permiten un cálculo de esta velocidad con datos más o menos sencillos sobre el proyectil y el panel impactado. Así pues los datos de estos modelos podrán ser comparados con los resultados obtenidos mediante las simulaciones en Autodyn. Los modelos utilizados son: el modelo de Walker (apartado 2.7.1), el modelo de Van Gorp (apartado 2.7.2) y el modelo que relaciona los parámetros de Cunniff (apartado 2.7.5).

4.4.1 Comparación de los modelos de predicción del límite balístico

Estos tres modelos comparten la característica de estar dirigidos a proyectiles FSP y que están orientados a protecciones de tejido sin resina. Tienen algunas diferencias entre ellos, que se reflejan en predicciones ligeramente diferentes.

Cada uno de los modelos necesita distintos datos como entrada para obtenerse la predicción. Uno de ellos en todos los casos es el espesor del panel o la densidad de área, que incorpora el espesor. En las predicciones utilizadas se han utilizado las propiedades correspondientes a una protección de Kevlar-epoxi y un proyectil FSP de 1,1 gramos. Estas propiedades se muestran en la Tabla 6. Los datos han sido obtenidos de las publicaciones [33], [54] y [59].

Tabla 6. Propiedades para los modelos de predicción del límite balístico.

PANEL	
Densidad [kg/m ³]	1440
Velocidad del sonido en la fibra [m/s]	7400
Alargamiento a rotura [%]	3,25
Tensión máxima [MPa]	3600
Proporción de resina [%]	18
PROYECTIL	
Masa [g]	1,1
Diámetro [mm]	5,385

El modelo de Walker utiliza una ecuación que parte de un análisis del movimiento del proyectil al impactar el tejido y las tensiones que produce en la fibra. En esta ecuación se incorporan una serie de parámetros dependientes de las propiedades de proyectil y placa. La principal ventaja de este modelo es que propone una adaptación para su uso en placas con resina, en función del porcentaje de resina incorporado al compuesto. Además de las propiedades ya mencionadas, la aplicación de este modelo requiere el parámetro adimensional β que considera la cantidad de tejido que se mueve con el proyectil. Se ha tomado $\beta = 2.56$ de un estudio de Walker ([11]).

El más sencillo de los tres modelos es el modelo de Van Gorp, que consiste únicamente en una expresión dependiente de la densidad de área del panel impactado, de la masa del proyectil y una constante que se debe determinar a partir de datos experimentales, en función del material del panel. El valor utilizado para la constante se obtiene del artículo de Mamivand ([39]), para tejido de Kevlar, con valor $K = 252$.

El tercer modelo comparado es la correlación propuesta por Porwal y Phoenix para los parámetros adimensionales de Cunniff. Estos parámetros fueron propuestos en base a datos experimentales y la correlación se basa en análisis de la deformación sufrida por el tejido durante el impacto. En este modelo se incorpora para el ajuste de los datos el parámetro θ , con valor 1,3 [43].

A continuación en la Figura 43 se puede ver una comparación de la predicción de estos tres modelos para el límite balístico con distintos espesores.

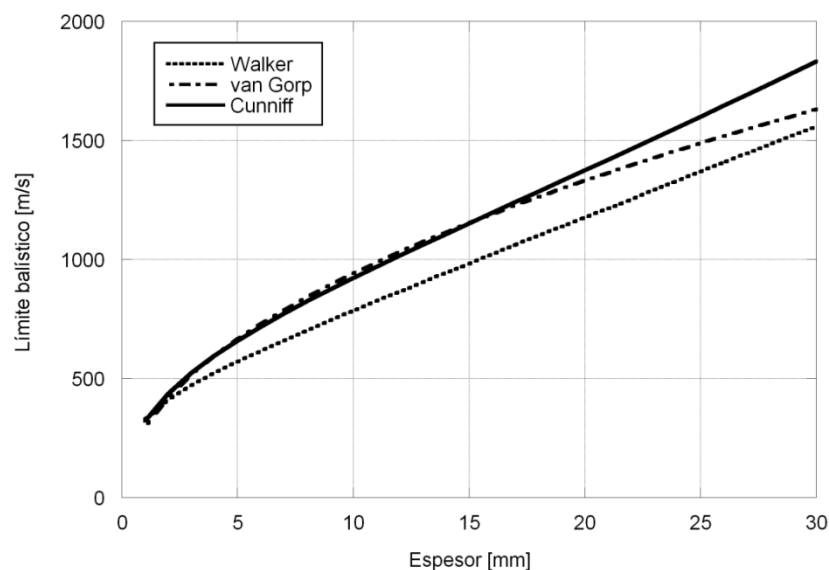


Figura 43. Predicción del límite balístico según distintos modelos para panel tejido de Kevlar y proyectil FSP de 1,1 gramos.

Normalmente este tipo de gráficos se representan en función de la densidad de área ($\tilde{\rho}$) o de la relación de densidades de área (Γ_0), de forma que se pueden relacionar resultados con distinto material y proyectil. En este caso particularizando para un material (Kevlar) y para un proyectil (FSP 1,1g), el gráfico en función del espesor es equivalente. De esta forma se consigue una visualización más sencilla.

En la Figura 43 se observa que las curvas correspondientes al modelo de los parámetros de Cunniff y al de Walker tienen una forma casi idéntica, solo que la curva a partir del modelo de los parámetros de Cunniff indica un límite balístico más alto para todos los espesores. La diferencia entre ambas predicciones se incrementa al crecer el espesor, desde ser prácticamente idénticas en espesores muy pequeños a una diferencia

de 270 m/s para el espesor de 30 mm, lo que supone una velocidad un 17,5% mayor según el modelo de Cunniff.

La curva correspondiente al modelo de Van Gorp tiene una forma distinta. Durante el primer tramo (hasta 17 mm de espesor) sigue la curva del modelo de los parámetros de Cunniff y a partir de ahí presenta una tendencia mucho menos ascendente que los otros dos modelos cortando a la curva del modelo de Walker en el espesor 36 mm.

Queda claro que utilizando los mismos datos, el modelo desarrollado a partir de los parámetros de Cunniff proporciona siempre la predicción más optimista, por tanto más alejada de la seguridad. Las predicciones de Walker proporcionan una predicción del lado de la seguridad hasta un espesor de 36 mm, a partir de este punto las predicciones más bajas son las de la fórmula de Van Gorp.

4.4.1.1 Adaptación a protecciones con resina

Los modelos vistos anteriormente funcionan para protecciones de fibras tejidas sin resina. Las protecciones con resina tienen un comportamiento notablemente distinto, por lo que estas predicciones no sirven. Unido al modelo de Walker para paneles de tejido se desarrolla una forma de considerar parte del efecto de la resina en la resistencia a impacto de un panel. Se multiplica el resultado para tejido por una expresión dependiente de la proporción de resina, y de la relación de densidades. Con los datos de la Tabla 6 se elabora la Figura 44, que adapta los resultados según el modelo de Walker presentados en la Figura 43.

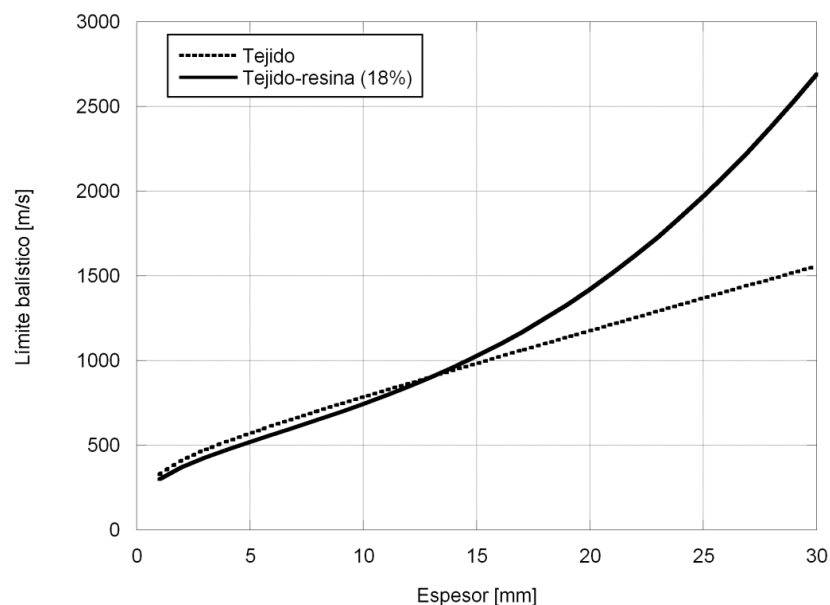


Figura 44. Predicción del límite balístico según el modelo de Walker para panel de Kevlar de tejido y con 18% de resina (proyectil FSP de 1,1 gramos).

En la Figura 44 se aprecia que el efecto de la adición de resina al panel, según el modelo propuesto por Walker, no mejora siempre su resistencia frente al impacto de un proyectil respecto a la resistencia del tejido. Para las condiciones indicadas resulta más eficiente una protección constituida sólo de tejido hasta un espesor de 13 mm, a partir de este punto el límite balístico comienza a ser mucho más alto para la protección con resina. La diferencia entre la predicción para panel de tejido y panel compuesto es más

acusada al incrementar el porcentaje de resina (Figura 14). Hay que tener en cuenta que este modelo no tiene en cuenta todos los efectos de la resina, sino que considera únicamente el efecto de incremento en la rigidez a flexión.

La adaptación que propone Walker de sus resultados para protecciones de tejido a las protecciones con resina, en principio es aplicable a otros modelos, como los vistos anteriormente en este apartado. En la Figura 45 se muestran las predicciones con los tres modelos incorporando la adaptación para paneles con resina.

La utilización de la adaptación de Walker para paneles con resina en los tres modelos da como resultado las mismas diferencias relativas que se observa en las curvas para paneles de tejido. La expresión que modifica la predicción del límite balístico da como resultado un valor que no tiene dependencia con la curva en la que se utiliza, por esta razón las diferencias relativas entre curvas son idénticas.

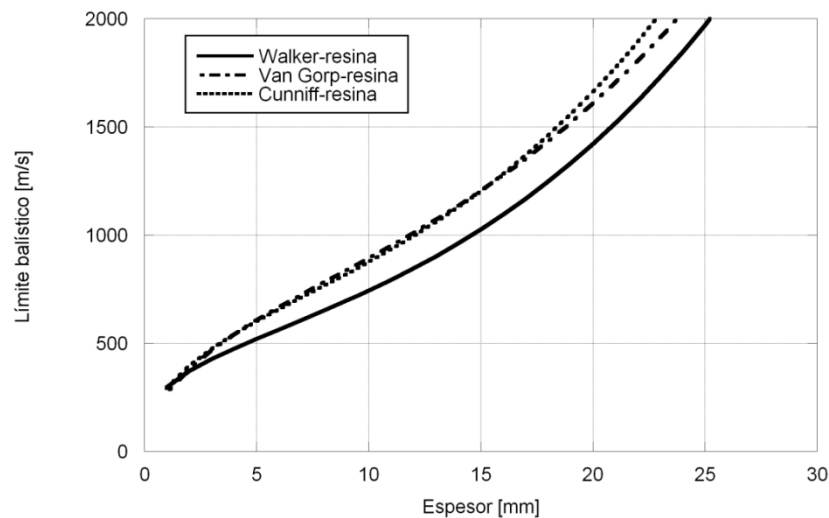


Figura 45. Predicción del límite balístico según distintos modelos para panel de Kevlar con 18% de resina y proyectil FSP de 1,1 gramos.

4.4.2 Simulaciones realizadas con distinto espesor

Para la realización de estas simulaciones se toma como referencia el modelo de Walker porque es el que originalmente incorpora la adaptación para impacto sobre paneles con resina. En el artículo donde se presenta este modelo además se presenta una comparación de sus predicciones con datos obtenidos experimentalmente.

Se realizan una serie de simulaciones con distintos espesores del panel para comprobar en algunos puntos de la curva la correspondencia entre la predicción del modelo de Walker y las predicciones que se pueden obtener de las simulaciones de Autodyn.

4.4.2.1 Espesor 9,5 mm

La simulación realizada con un espesor del panel de 9,5 mm es la que se ha presentado en el apartado 4.3.1, con una velocidad de impacto de 610 m/s. Como ya se ha mencionado, esta velocidad da un resultado en la simulación que puede considerarse muy próximo al límite balístico.

La predicción del modelo de Walker para este espesor con los datos de la Tabla 6 da como resultado 719 m/s, velocidad significativamente mayor a la velocidad de la simulación y al límite balístico experimental presentado por Tham ([54]).

En las predicciones realizadas en el artículo de Tham ([54]) se utilizan unos datos diferentes para el modelo Walker de forma que se obtiene una predicción distinta, mucho menor. La densidad utilizada en dicho artículo es 950 kg/m^3 , parece que para conseguir un mejor ajuste de la predicción, pero no se menciona en el artículo. Proporciona como predicción para un laminado de 9,5 mm de espesor un límite balístico de 575 m/s. Este límite se encuentra por debajo del resultado obtenido, pero queda más próximo al límite balístico experimental y de la simulación.

Es importante comparar el resultado de la predicción del modelo de Walker para este espesor, ya que permite comparar con un resultado experimental y no sólo con la simulación realizada. La diferencia observada entre la predicción y el resultado es grande utilizando los datos de la Tabla 6 y menor con la densidad utilizada por Tham ([54]), por esta razón en las predicciones utilizadas a continuación se utiliza la densidad que aproxima los resultados de la predicción a los resultados, $\rho = 950 \text{ kg/m}^3$.

4.4.2.2 Espesor 8 mm

La predicción del modelo de Walker, utilizando la densidad 950 kg/m^3 , arroja el resultado de un límite balístico para espesor 8 mm de 531 m/s. A partir de la diferencia observada para el espesor 9,5 mm, se eleva la velocidad en la simulación a 570 m/s. El resultado obtenido es una velocidad residual del proyectil de 117 m/s, como se puede ver en la Figura 46. Por tanto 570 m/s supera el límite balístico del laminado de espesor 8 mm según la simulación realizada.

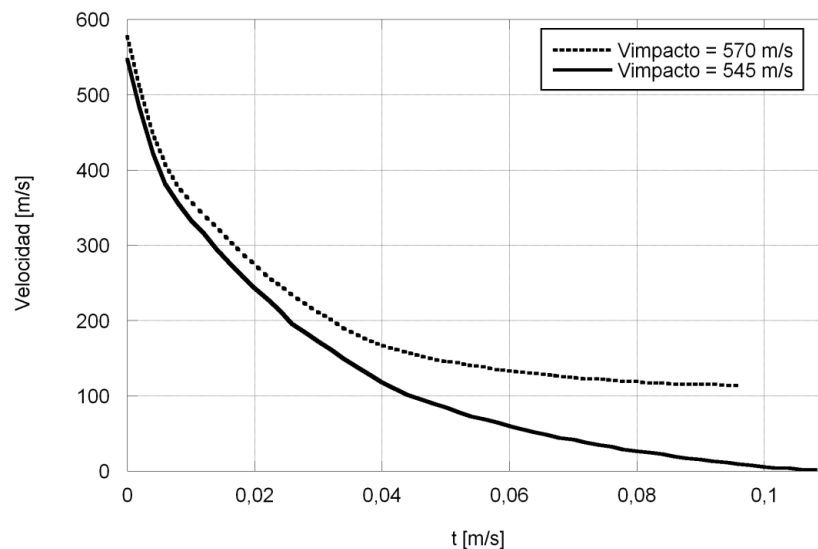


Figura 46. Curvas de velocidad del proyectil para panel de espesor 8 mm para velocidades incidentes 570 m/s y 545 m/s.

Se realiza una segunda simulación bajando la velocidad de impacto a 545 m/s, teniendo en cuenta que en las proximidades del límite balístico no es necesario variar mucho la velocidad incidente para obtener una gran diferencia en la velocidad residual. La diferencia entre ambas curvas de velocidad es muy significativa, ante la variación de un 4,6% en la velocidad incidente, la velocidad residual ha pasado de 117 m/s a

prácticamente 0 m/s. En esta segunda simulación, según se aprecia en la Figura 46, el resultado obtenido es una velocidad residual muy próxima a cero con dirección negativa. Este resultado permite afirmar que, según la simulación en Autodyn, el límite balístico para un laminado de 8 mm de espesor con las propiedades mencionadas es 545 m/s.

La predicción utilizando la densidad real da como resultado un límite balístico de 650 m/s, muy lejos de la velocidad obtenida mediante la simulación. La predicción utilizando la densidad 950 kg/m^3 da un resultado que queda por debajo, pero mucho más cerca del límite balístico obtenido con la simulación.

4.4.2.3 Espesor 5 mm

Para el panel de espesor 5 mm, el modelo de Walker con la densidad 950 kg/m^3 indica que el límite balístico se encuentra en 441 m/s. En base a las diferencias observadas entre las predicciones y las simulaciones con espesores 9,5 y 8 mm se incrementa la velocidad de la simulación a 460 m/s.

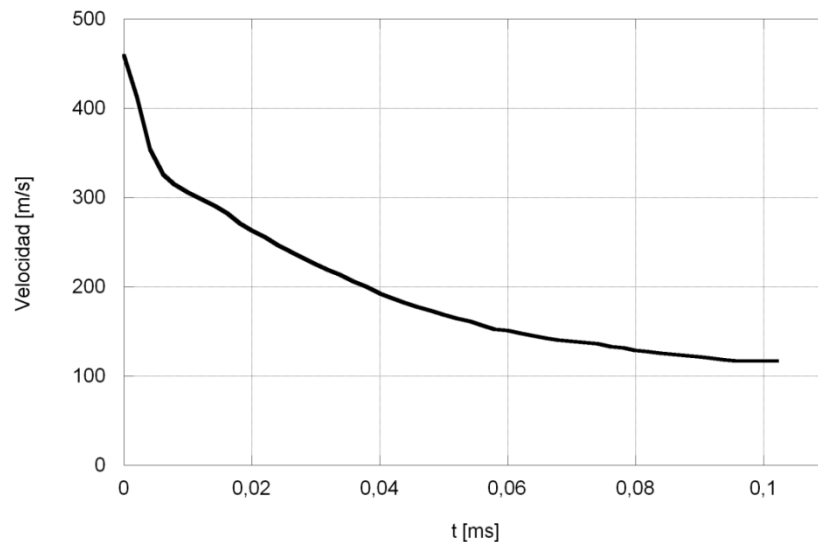


Figura 47. Curva de velocidad del proyectil con espesor 5 mm y velocidad inicial 460 m/s.

El resultado de la simulación hace ver que la velocidad inicial utilizada es bastante mayor que el límite balístico para este espesor. La velocidad obtenida con el modelo de Walker utilizando la densidad real es 519 m/s, mucho mayor y por tanto más lejos del límite balístico.

La deformación y el fallo observado para este espesor corresponden a un panel de gran espesor, ya que la delaminación en la cara frontal es amplia y hay dos zonas de fallo diferenciadas, cortadura y fallo por tracción.

RESULTADOS

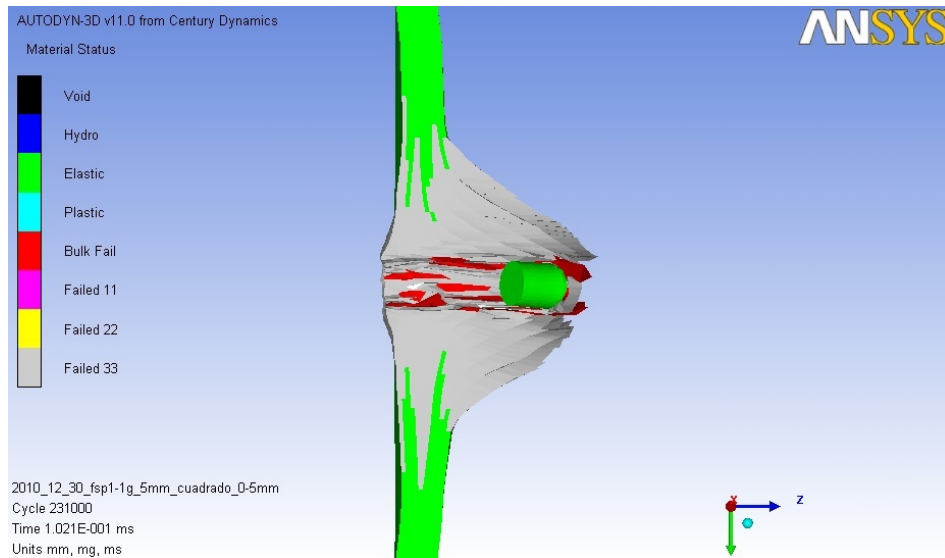


Figura 48. Estado final del material con espesor 5 mm y velocidad inicial 460 m/s.

4.4.2.4 Espesor 2, 4 mm

Este espesor se ha escogido para permitir la comparación con los resultados de Silva ([29]) donde se desarrollan simulaciones con un modelo de material para Kevlar-epoxi distinto al aquí utilizado. En ese mismo artículo se obtiene el límite balístico de forma experimental.

El modelo de Walker da como predicción para este espesor, usando la densidad 950 kg/m^3 , un límite balístico 344 m/s. En un principio, a partir de las anteriores simulaciones se incrementa la velocidad para la simulación hasta los 370 m/s.

Al observarse una velocidad residual muy alta en la simulación (205 m/s) se repite la simulación con una velocidad de impacto del proyectil de 340 m/s, velocidad ligeramente menor a la previsión del modelo de Walker.

Con la segunda simulación realizada la velocidad residual obtenida es aún bastante alta, 165 m/s, por lo que el resultado de la simulación es muy diferente a la predicción.

Al utilizar la densidad real para calcular la predicción en un laminado de espesor 2,4 mm, se obtiene 394 m/s. Esta velocidad es aún mayor y por tanto no se tiene en cuenta para realizar una simulación.

RESULTADOS

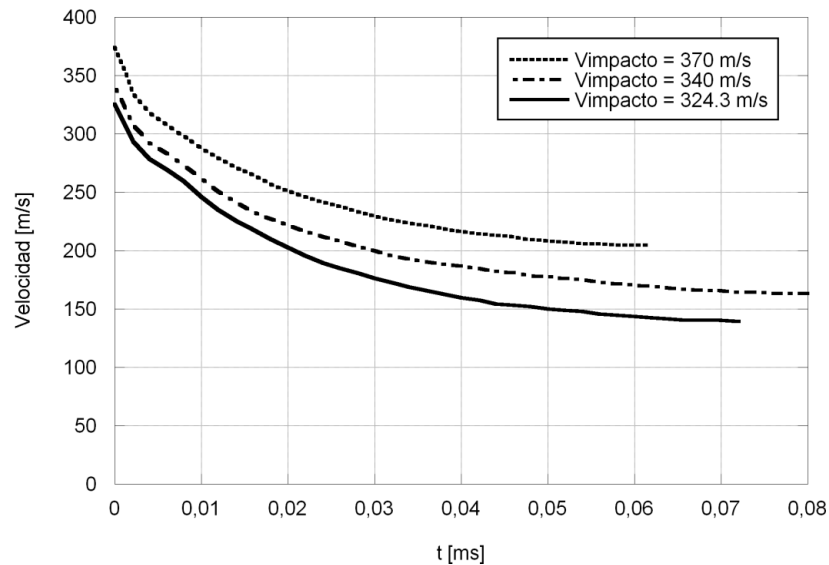


Figura 49. Curvas de velocidad de simulaciones con espesor 2,4 mm y distintas velocidades de impacto.

Por último se utiliza la velocidad obtenida como límite balístico de forma experimental en el artículo de Silva ([29]), 324,3 m/s. En ese mismo artículo se simula con Autodyn el ensayo y se obtiene un límite balístico 320 m/s, como se aprecia en la Figura 50. En estas simulaciones los autores del artículo utilizaron un modelo de material distinto al que se utiliza en este proyecto.

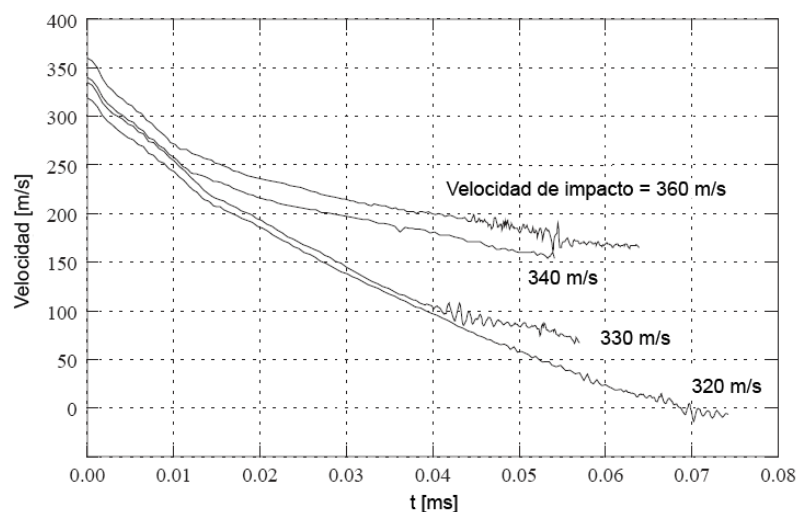


Figura 50. Curvas de velocidad para distintas velocidades de impacto del proyectil en las simulaciones en [29].

Como resultado de la simulación se obtiene una velocidad residual de 140 m/s que sigue siendo alta para considerar que la velocidad de impacto es el límite balístico.

Se observa en las tres simulaciones realizadas con espesor 2,4 mm que la deformación sufrida por la placa es distinta a la de paneles más gruesos. Los elementos sufren una deformación muy alta pero mucho más localizada que en las simulaciones realizadas por Silva ([29]), donde se observa que el daño provocado por el proyectil alcanza un gran diámetro y con mayor desplazamiento. Además prácticamente todo el espesor del panel sufre aparentemente el fallo por tracción y no se aprecia zona de fallo por cortadura. La delaminación observada es pequeña en la cara frontal y mayor en la

parte trasera, correspondiendo con lo esperado para un panel de pequeño espesor según Figura 11.

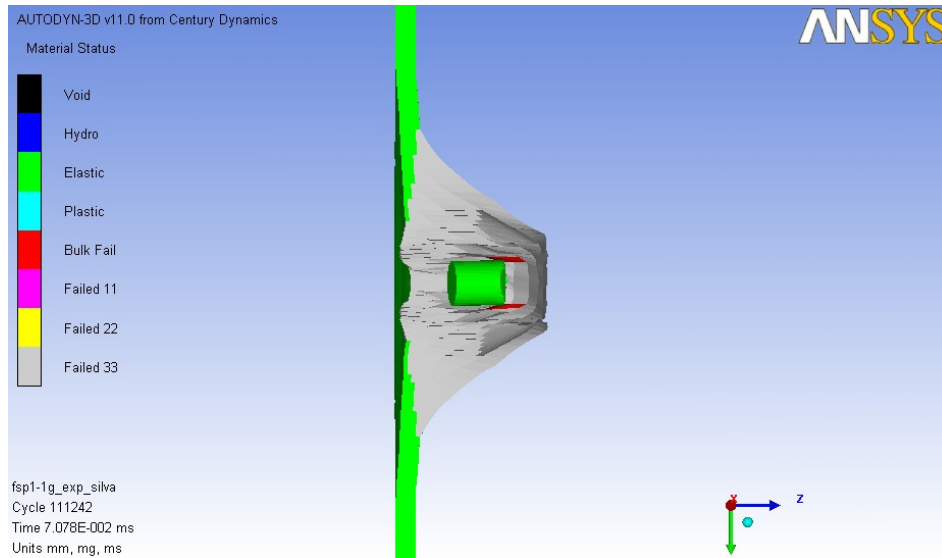


Figura 51. Estado final del material en simulación con espesor 2,4 mm y velocidad inicial 324,3 m/s.

Las diferencias entre los resultados de las simulaciones realizadas y el resultado experimental para este espesor pueden indicar que el modelo que se utiliza aquí no responde correctamente con pequeños espesores. Por el contrario el modelo que utiliza Silva en su estudio ([29]) muestra una buena correspondencia con el dato experimental. Ambos modelos son similares, pero las constantes elásticas utilizadas son muy distintas. Los parámetros para el modelo utilizado en el estudio de Silva ([29]) se obtienen a partir de ensayos sobre muestras de laminado de 2 mm de espesor por lo que puede haber una cierta variación con el espesor del comportamiento del material.

4.5 Simulaciones con distintos proyectiles

Para analizar la simulación de los efectos de la forma del proyectil se han realizado simulaciones con distintos proyectiles. Los proyectiles utilizados son un proyectil cilíndrico, de punta cónica y de punta hemisférica. El resto de parámetros de la simulación se mantienen iguales que en la simulación presentada en el apartado 4.3.1. Por tanto la velocidad de impacto será 610 m/s y el espesor de la placa 9,5 mm.

4.5.1 Resultado de las simulaciones con distinto proyectil

4.5.1.1 Proyectil cilíndrico

El proyectil cilíndrico se detiene sin atravesar el panel. Es lógico, ya que tiene una forma similar al proyectil FSP pero su forma es menos favorable a la penetración en el panel porque no presenta las zonas achaflanadas que reducen la zona frontal en el impacto.

RESULTADOS

El daño observado en la placa es muy similar al que se observa para la simulación con el proyectil FSP, sólo que el daño por cortadura se inicia en todo el perímetro y no sólo en una dirección. Se observa que quedan zonas por delante del proyectil sin haber fallado en ninguna dirección, que contribuyen de forma importante a parar el proyectil e impulsarlo en dirección contraria hacia fuera del panel. Hay en el centro de la zona de impacto elementos que han fallado por la presión ejercida por el proyectil.

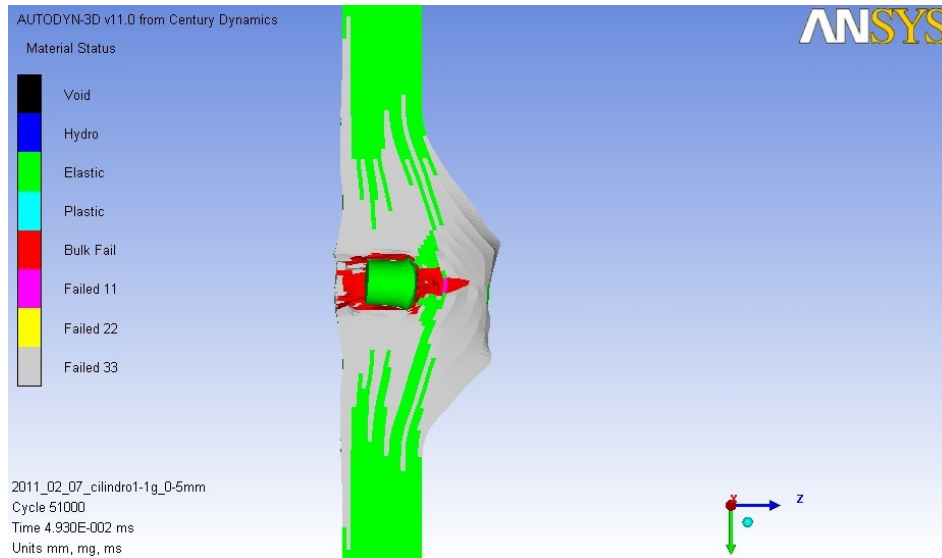


Figura 52. Estado final del material utilizando un proyectil cilíndrico.

La delaminación es extensa, especialmente en la cara frontal del panel y en la zona del panel donde ha parado el proyectil. A los lados del orificio producido por el proyectil se observa una delaminación mayor a la de otros proyectiles. También se observa una gran delaminación de la cara trasera del panel.

El proyectil, al deformarse en su recorrido por el laminado, toma una forma muy similar a la del proyectil FSP deformado, ensanchándose en su parte frontal y formando una superficie curvada.

4.5.1.2 Proyectil de punta cónica

En la simulación con el proyectil de punta cónica el panel es atravesado, con una velocidad residual del proyectil de 91 m/s. Era de esperar que la geometría cónica de la punta favoreciera la penetración del proyectil, posibilitando la penetración completa. La punta afilada del proyectil se deforma al inicio del impacto, pasando a tener una punta más redondeada.

El principio del orificio se forma por la gran tensión que provoca la punta del proyectil en los elementos, provocando su rotura. Al continuar su avance, la rotura se produce por tracción.

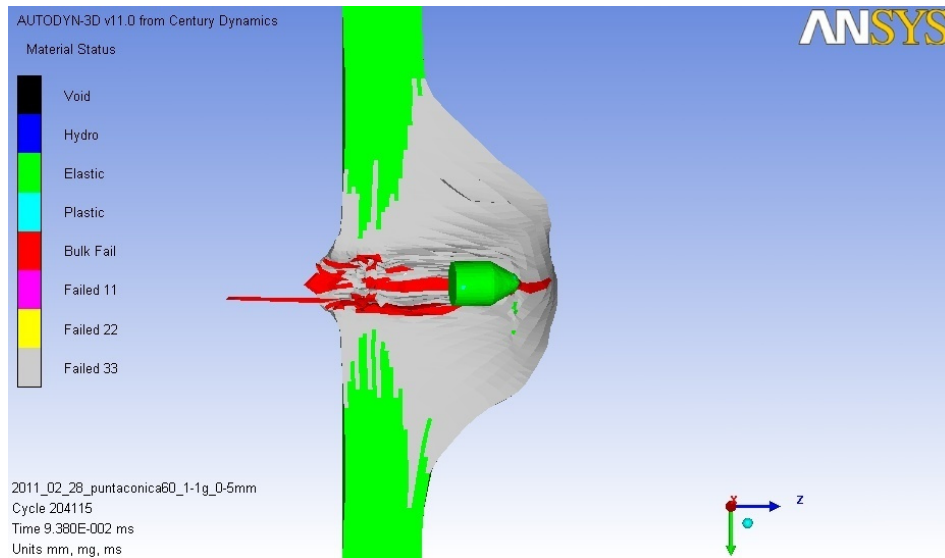


Figura 53. Estado final del material utilizando un proyectil de punta cónica.

Se observa que alrededor de la parte inicial del orificio la delaminación es pequeña y aproximadamente a mitad del orificio crece hasta alcanzar gran extensión en la cara trasera del panel. El proyectil avanza arrastrando poco material por delante, ya que la punta va rompiendo los elementos que se encuentran por delante.

4.5.1.3 Proyectil de punta hemisférica

De la simulación con un proyectil de punta hemisférica el resultado es que el panel no es capaz de retener el proyectil, que mantiene una velocidad residual de 112 m/s. Es por tanto el más eficaz para atravesar el panel según las simulaciones si se considera la energía perdida en el impacto, ya que es la geometría (entre las probadas) que conserva una mayor velocidad a la salida.

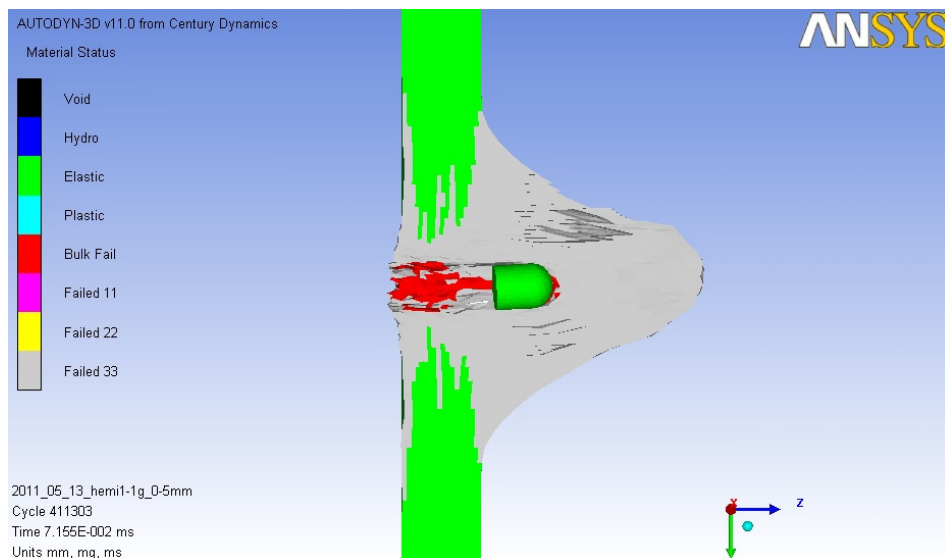


Figura 54. Estado final del material utilizando un proyectil de punta hemisférica.

El material se rompe en su mayoría por la tracción que provoca el proyectil en el plano. No presenta aristas por lo que se dificulta en gran medida que aparezca fallo por cortadura en el orificio. No se observa una zona diferenciada de fallo por cortadura y

fallo por tracción, no hay una zona de delaminación extensiva como la observada con el proyectil FSP.

La forma hemisférica en la parte frontal produce una distribución de la presión ejercida por el proyectil que hace también muy difícil que haya elementos que fallen por una excesiva presión en la dirección del espesor. Quizá por esta distribución de la presión se observa en la Figura 54 que parte del material sufre delaminación y es empujado por el proyectil sin fallar completamente.

En cuanto a la delaminación, la parte frontal sufre bastante delaminación en cuanto a su extensión pero no en su profundidad, menor a la observada en el proyectil FSP. El resto del espesor tiene una delaminación menor hasta llegar a la zona próxima a la cara trasera donde la delaminación se hace más extensa.

4.5.2 Comparación de los distintos proyectiles

Las características de los distintos proyectiles producen un resultado diferente en cuanto a la velocidad durante el recorrido y el daño producido.

En la Figura 56 se puede ver la velocidad respecto al tiempo de los cuatro proyectiles. El proyectil FSP y el cilindro sufren una gran deceleración inmediatamente tras el impacto, mientras los proyectiles de punta cónica y hemisférica tienen un pequeño tramo con poca deceleración.

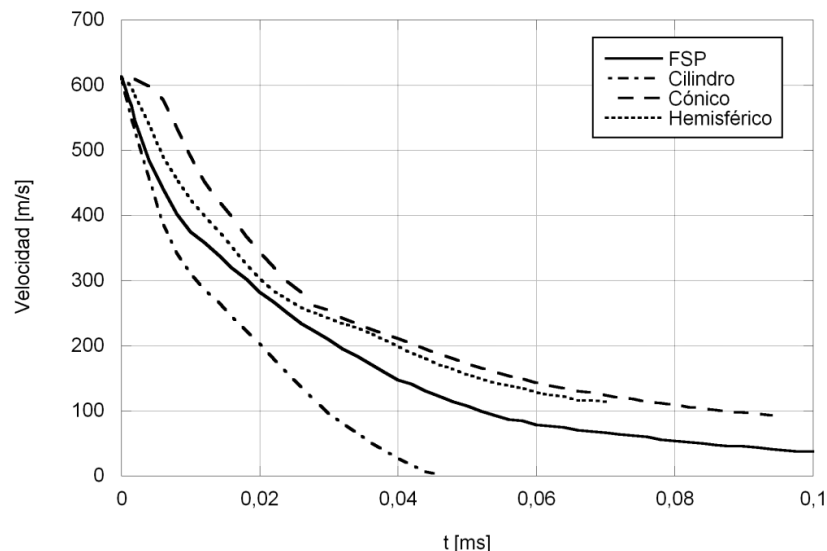


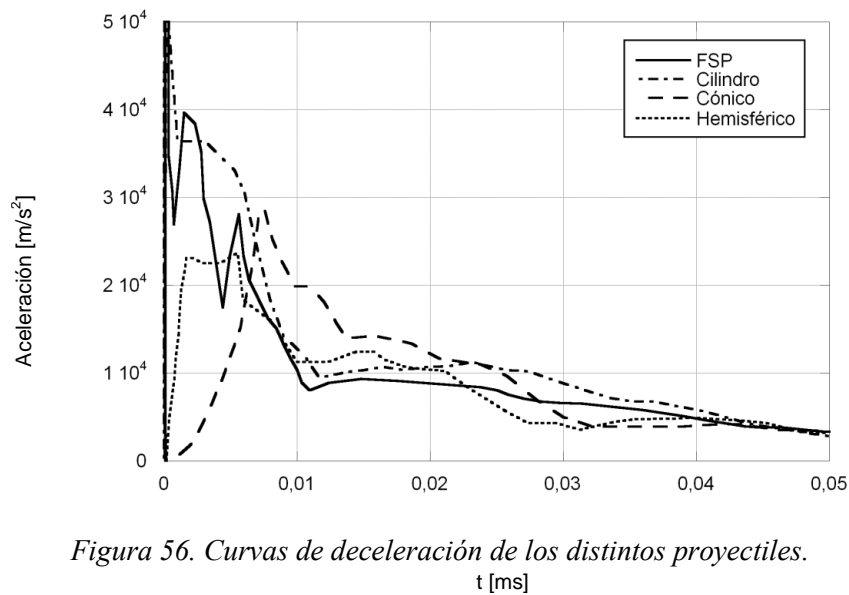
Figura 55. Curvas de velocidad de los distintos proyectiles.

En el caso del proyectil de punta cónica hay un tramo relativamente grande en el que la deceleración es muy pequeña comparativamente. Estas zonas de transición en la gráfica se deben a la forma de la punta en estos proyectiles que provocan un retraso en la deceleración por la deformación del propio proyectil en sus secciones más pequeñas que proporcionan menor resistencia al avance.

El proyectil cilíndrico sufre una gran deceleración como se ve en la Figura 56 y en la pendiente de la curva de velocidad. Este proyectil tiene gran dificultad en la penetración del panel por oponer el máximo área posible perpendicularmente a la dirección de impacto.

RESULTADOS

El efecto de la forma del proyectil sobre la penetración en el material se puede apreciar también en las curvas de deceleración para los distintos proyectiles, Figura 56.



Los dos proyectiles con un área frontal perpendicular a la dirección de impacto (FSP y cilindro) comienzan con una deceleración alta que disminuye, en el caso del FSP con algunos crecimientos intermedios. En un determinado instante la deceleración desciende más lentamente.

El proyectil de punta cónica sufre una deceleración inicial prácticamente nula que crece hasta un máximo, a partir del que la curva de deceleración es similar a la de los demás proyectiles.

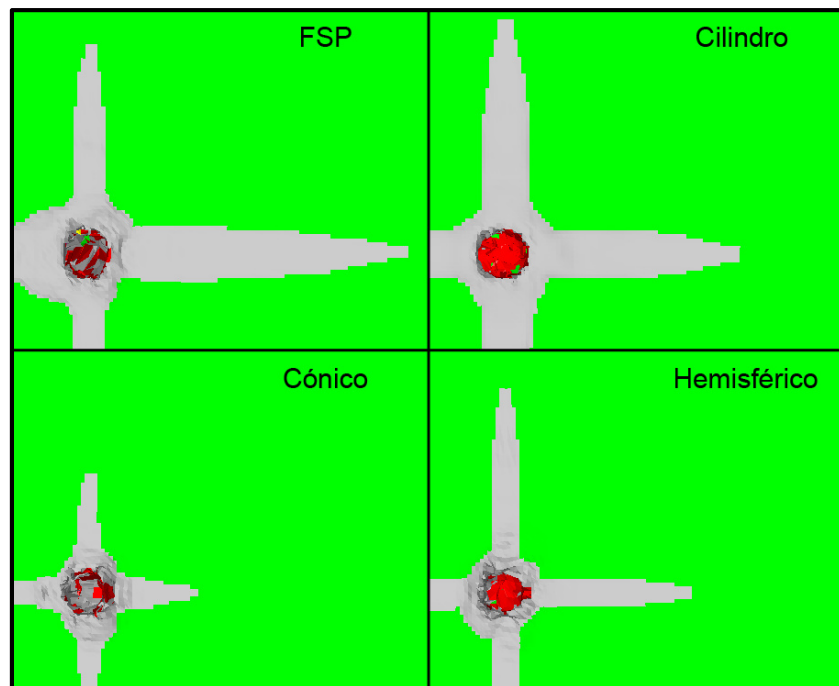


Figura 57. Comparación de la delaminación en la cara frontal del panel con distintos proyectiles.

Utilizando el proyectil de punta hemisférica, éste comienza también sufriendo una deceleración prácticamente nula. La deceleración crece mucho más rápidamente

que con el proyectil de punta cónica hasta un valor, donde se mantiene prácticamente constante durante un pequeño intervalo, y a partir del cual desciende la deceleración siguiendo una evolución similar a la del proyectil de punta cónica.

En la Figura 57 se muestran los daños producidos por delaminación en las simulaciones en la cara frontal con las distintas geometrías de proyectil. Se observan diferencias importantes entre los impactos de los diferentes proyectiles.

El mayor daño por delaminación ha sido provocado por el proyectil cilíndrico, por su mayor dificultad para penetrar, que genera tensiones importantes en los alrededores de la zona de impacto.

Hay una importante diferencia en la delaminación producida por el proyectil de punta cónica, ya que es mucho menor a las demás. El proyectil de punta cónica causa menos daños en la penetración inicial al material cercano al orificio.

El proyectil hemisférico genera un daño con una extensión similar al provocado por el cilindro en cuanto a longitud pero significativamente más estrecho. La forma del proyectil hace que la parte central se comporte de forma similar un cilindro y el resto más similar a un proyectil cónico.

El proyectil FSP, a diferencia de los otros tres, produce una delaminación que no es igual de extensa en las dos direcciones del material en el plano. Es debido a que la forma del proyectil FSP no tiene simetría axial y produce un daño en el panel distinto según la parte del proyectil.

Capítulo 5

Conclusiones y desarrollos futuros

5.1 Conclusiones

Tras realizar los distintos estudios que se exponen en los capítulos anteriores se llega a las siguientes conclusiones:

- La simulación realizada con un proyectil FSP de 1,1 gramos impactando a un panel de 9,5 mm a la velocidad del límite balístico (referida a continuación como simulación inicial) presenta una velocidad residual, que se puede considerar pequeña, de 30 m/s. Las deformaciones y fallos observados en el material del panel se corresponden con observaciones experimentales.
- Simulaciones realizadas a partir de la simulación inicial con velocidades del 33% y 164% del límite balístico muestran daños sobre la placa que se corresponden con las referencias consultadas de comportamiento real del material.
- La modificación del tamaño de los elementos sobre la simulación inicial provoca diferencias en los resultados obtenidos. Un incremento del 10% del tamaño de elemento ocasiona la parada del proyectil en 0,065 ms y un incremento del 20% del tamaño de elemento hace que el proyectil llegue a velocidad cero tras 0,078 ms, mientras la simulación inicial mantiene una pequeña velocidad residual.
- Los distintos modelos analíticos vistos; Walker, Van Gorp y Cunniff, muestran diferencias en sus predicciones del límite balístico bastante grandes (17,5% con un espesor de 30 mm).

- La velocidad utilizada en la simulación inicial es un 106% de la prevista por el modelo de Walker con la densidad utilizada por Tham ([54]) y un 84,8% de la prevista utilizando la densidad real. La velocidad utilizada es 610 m/s y los datos experimentales disponibles indican un límite balístico de 600 m/s.
- Modificando la simulación inicial con un espesor de 8 mm, el límite balístico obtenido es 545 m/s, un 102,6% de la predicción del modelo de Walker con la densidad utilizada por Tham y un 83,8% de la predicción del modelo de Walker utilizando la densidad real del laminado.
- La modificación de la simulación inicial con espesor 2,4 mm queda lejos de las distintas predicciones del modelo de Walker y de los datos obtenidos de forma experimental y numérica por Silva ([29]). Éstos últimos indican un límite balístico de 320 m/s, con esta velocidad la simulación realizada presenta una velocidad residual de 140 m/s. En base a la diferencia con el caso real se puede pensar que el modelo no obtiene buenos resultados con espesores pequeños.
- Al modificar el proyectil de la simulación inicial, manteniendo el diámetro y la masa, se obtienen distintos resultados. Cuando se ha utilizado el proyectil cilíndrico, éste no traspasa el panel laminado. Al usar un proyectil cónico la velocidad residual es 91 m/s, un 300% de la obtenida con el proyectil FSP. Sustituyendo el proyectil por uno con punta hemisférica, la velocidad residual es de 112 m/s, 370% de la obtenida en la simulación inicial y la mayor de los proyectiles probados. Que la mayor velocidad residual se obtenga con el proyectil de punta hemisférica no encaja con algunas observaciones publicadas.
- Al utilizar distintos proyectiles en las simulaciones, se observan diferencias en la delaminación de la cara frontal, el proyectil cónico muestra, con diferencia, la menor área delaminada en la parte frontal. El cilindro provoca una delaminación ligeramente mayor a la que produce el proyectil FSP.

5.2 Desarrollos futuros

A partir de los datos e información recopilada en este proyecto se sugieren como futuras líneas de trabajo:

- Realizar simulaciones variando la masa de los proyectiles, utilizando por ejemplo los distintos tamaños estandarizados de proyectil FSP.
- Utilizar tamaños de elemento menores a los utilizados en este proyecto para conocer la influencia en los resultados obtenidos.
- Utilizar el potencial completo del modelo ortotrópico empleado obteniendo datos experimentales para simular con mayor detalle el comportamiento del material (resistencia con plastificación ortotrópica y fallo progresivo ortotrópico).
- Analizar la posibilidad de incluir modificaciones en los modelos analíticos actuales dirigidos a protecciones de tejido para su uso en protecciones rígidas, de modo que se puedan obtener datos aproximados de forma rápida.

CONCLUSIONES Y DESARROLLOS FUTUROS

- Complementar las simulaciones numéricas con algunos ensayos reales para disponer de datos experimentales con los que analizar las diferencias en un conjunto mayor de espesores.
- Comprobar la validez del modelo para velocidades fuera del entorno del límite balístico, mediante comparación de simulaciones e información experimental.
- Caracterizar protecciones ligeras con fibras de altas prestaciones diferentes para aplicar el modelo de material ortotrópico utilizado y valorar la validez del modelo con distintos materiales.

Capítulo 6

Anexo: Guía de uso de Autodyn para simulaciones de impacto

6.1 Introducción

En este anexo se va a realizar una explicación de los pasos a seguir para la utilización de Autodyn en simulaciones dinámicas, en general y en simulaciones de impacto de proyectiles en particular. El software utilizado es Ansys Workbench 11.0, donde se incluye Autodyn 11.

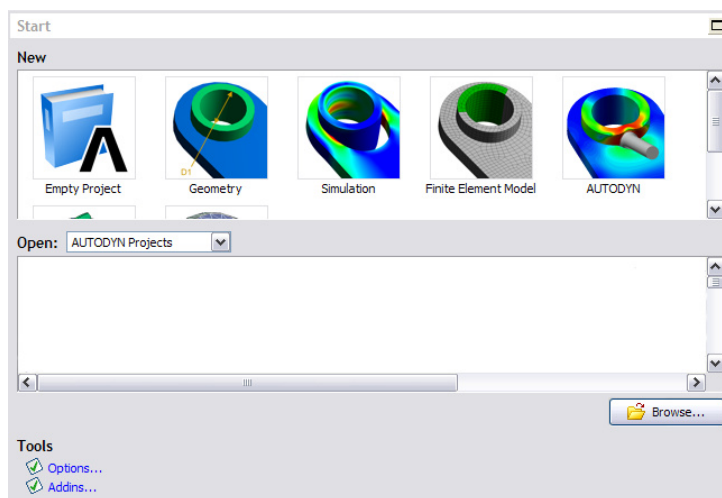


Figura 58. Ventana de inicio de Ansys Workbench 11.

Tras abrir Ansys Workbench se debe crear un proyecto nuevo (Empty Project, Figura 58). Una vez abierto el proyecto nuevo es conveniente guardarlo con un nombre identificativo y en la localización elegida (File > Save as...).

6.2 Preparación de la geometría

En muchos casos las simulaciones que se pretenden realizar implican el uso de geometrías más o menos complejas que es más difícil o incluso imposible modelar y posteriormente mallar dentro de Autodyn.

Tras la creación del proyecto se debe introducir la geometría. Una de las posibilidades es utilizar una geometría ya creada anteriormente para Autodyn mediante el botón “Browse...” bajo “Link to Geometry File” en la parte izquierda de la pantalla. Para crear la geometría se deben seguir las indicaciones a continuación para modelar las partes.

6.2.1 Modelado de las piezas

Como se verá más adelante, Autodyn permite la definición de la geometría de las partes, pero es difícil definir partes con una geometría que no sea sencilla. Para definir una geometría complicada se puede utilizar la herramienta DesignModeler incorporada en Ansys Workbench.

Para abrir DesignModeler hay que pulsar bajo “Create DesignModeler Geometry” en “New Geometry” en la parte izquierda de la pantalla. Aparecerá al inicio una pequeña ventana donde se debe elegir la unidad que se va a utilizar al modelar la pieza.

En esta aplicación se pueden crear piezas nuevas o bien importar las geometrías de las piezas que intervendrán en la simulación de un archivo procedente de otro programa de modelado.

La definición de las piezas necesarias se puede realizar de forma similar a otros programas de modelado de geometrías. Se parte de las líneas de uno o varios bocetos (Sketch) para formar las distintas características geométricas de las piezas.

DesignModeler permite la importación desde varios formatos habituales así como del formato de intercambio IGES. Para importar una geometría en un formato diferente se debe seguir File > Import External Geometry File..., y buscar el archivo que se quiere importar.

Una vez se tienen las piezas que se necesiten generar fuera de Autodyn se debe cerrar DesignModeler guardando el archivo de geometría.

6.2.2 Mallado de las piezas

Tras haber obtenido la geometría se debe realizar el mallado fuera de Autodyn para posteriormente iniciar un análisis de Autodyn basado en las partes definidas.

Para iniciar la herramienta de mallado se selecciona el archivo de geometría y se pulsa en “New Mesh” bajo “DesignModeler Tasks” en la parte izquierda de la pantalla.

Una vez cargada la pieza en el programa de mallado, el primer paso es indicar el tipo de análisis para el que se va a utilizar el mallado. Mediante esta operación se adaptan distintos parámetros del mallado según el análisis en el que se vayan a utilizar.

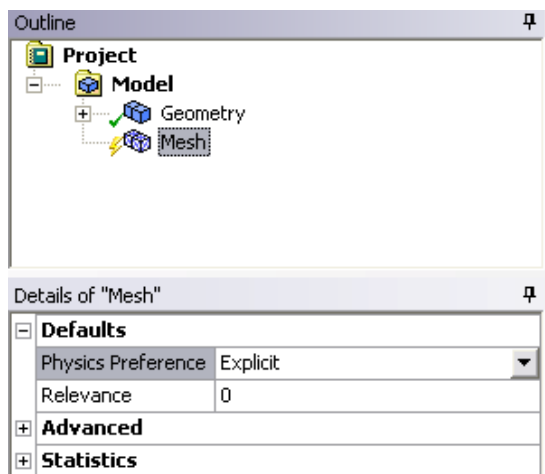


Figura 59. Indicación del tipo de análisis para el mallado.

Como se ve en la Figura 59, para una simulación en Autodyn se debe indicar que el análisis es explícito. Se realiza seleccionando la malla en el árbol de la izquierda y en el apartado “Physics Preference” se elige del menú desplegable “Explicit”. Las otras opciones disponibles sirven para análisis mecánicos, electromagnéticos y de fluidos.

A continuación se indican las propiedades de la malla: el método a utilizar y el tamaño de elemento. Para insertar estas propiedades, u otras de las disponibles si fueran necesarias, se debe hacer clic derecho sobre “Mesh” después pulsar en “Insert” y a continuación sobre la propiedad que se quiera introducir.

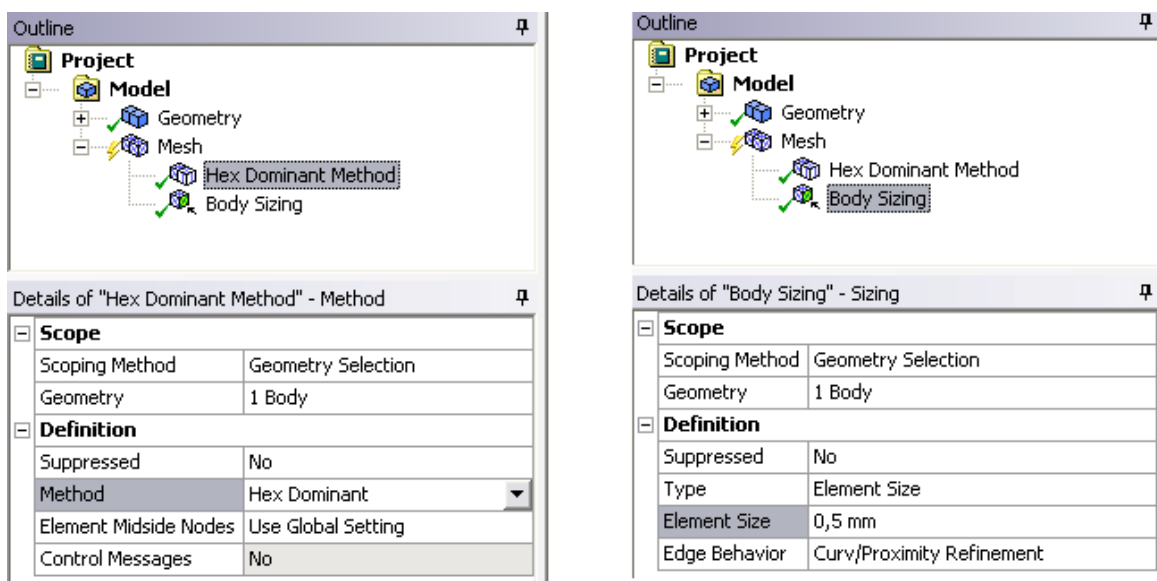


Figura 60. Definición del método de mallado y del tamaño de elemento.

La selección del método de mallado se refiere en este caso a la elección de la geometría de los elementos que intervendrán en el mallado. Las opciones existentes son:

- Automático (“Automatic”). Si se selecciona este método el programa elegirá que elementos utilizar en función de la geometría de la pieza y el tipo de análisis a realizar.
- Tetraedros (“Tetrahedrons”). Toda la malla está formada por elementos tetraédricos. Se pueden ajustar distintas propiedades de la malla para una correcta adaptación a la geometría.
- Hexaedros (“Hex Dominant”). El programa tratará de realizar toda la malla con hexaedros empleando en algunas ocasiones elementos prismáticos o tetraédricos.
- Barrido (“Sweep”). Este tipo de mallado solo se puede aplicar a piezas que cumplan la condición de mantener una sección constante a lo largo de un eje, de forma que la malla generada cumple la misma propiedad.
- Malla de CFD (“CFX-Mesh”). Este tipo de mallado está dirigido al uso en problemas de simulación de dinámica de fluidos.

Para la selección del método de mallado se introduce la propiedad “Method”. Posteriormente se selecciona dicha propiedad en el árbol y se selecciona la geometría a la que se quiere aplicar, pulsando a continuación “Apply”. Tras la selección de la geometría se escoge el método que se quiere aplicar a la malla, en el caso de la Figura 60 se ha seleccionado una malla formada por hexaedros.

En cuanto a la selección del tamaño de elemento, tras introducir la propiedad “Sizing” se selecciona nuevamente la pieza afectada. Posteriormente en el apartado “Element Size” se indica el tamaño de elemento requerido (en el caso de la Figura 60, 0,5 mm). Esta propiedad se puede aplicar, de ser necesario, a caras o aristas de las piezas.

Tras estos pasos haciendo clic derecho sobre “Mesh” se pulsa en “Generate Mesh” para crear el mallado de la pieza. Opcionalmente se puede previsualizar la malla en la superficie (“Preview Surface Mesh”) para detectar algún problema en el mallado de una forma más rápida que al crear la malla completa.

6.3 Simulación en Autodyn

Se puede comenzar a utilizar Autodyn desde el principio en lugar de construir antes alguna de las geometrías, pulsando al inicio “Autodyn” en lugar de “Empty Project”. En el caso que se está explicando aquí con piezas modeladas y malladas previamente, para cargar la geometría se debe seleccionar en el árbol del proyecto el archivo del mallado y pulsar sobre “Proceed to AUTODYN” bajo “AUTODYN Tasks” en la zona izquierda (flecha en Figura 61).

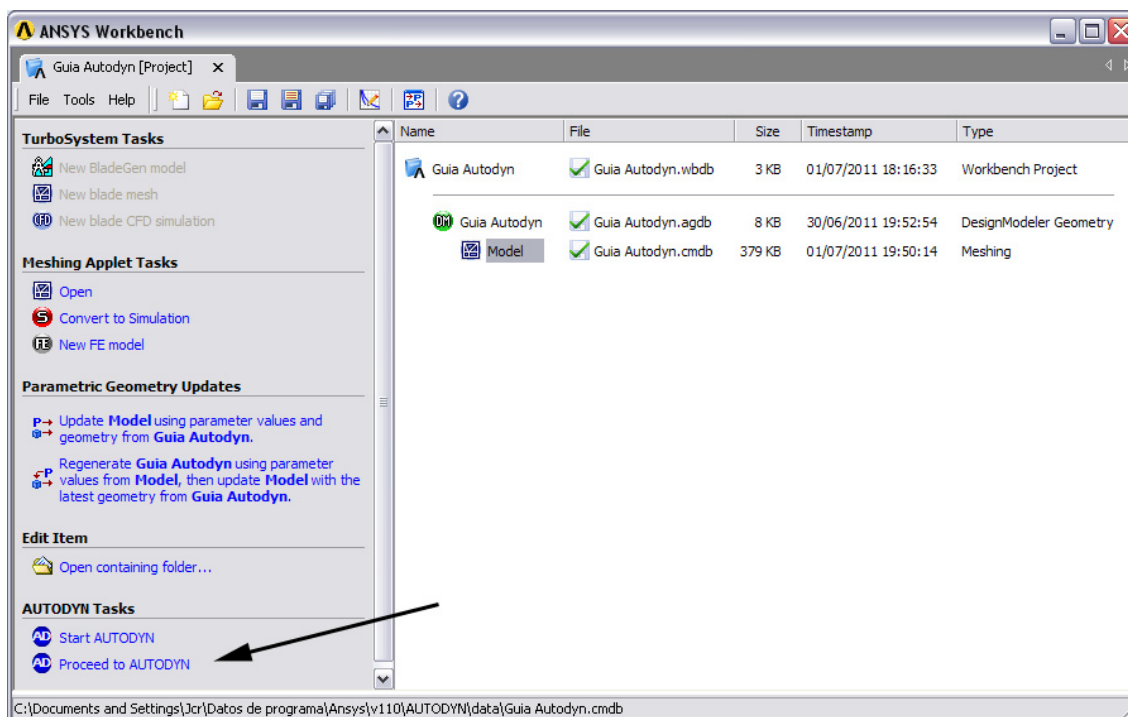


Figura 61. Ventana para iniciar Autodyn a partir del archivo de mallado.

Una vez iniciado Autodyn se encuentra una pantalla similar a la que se muestra en la Figura 62, sólo que con las piezas que hayamos generado previamente en el panel de visualización. En la parte superior de la ventana se encuentra la información de los archivos abiertos en las distintas pestañas. Justo debajo se encuentra la barra de menús. La siguiente barra es la de herramientas donde se presentan iconos para el manejo de archivos (guardar, cargar...), modificar la visualización y controlar animaciones.

En la parte izquierda de la pantalla se muestra la barra de navegación que presenta los botones que permitirán realizar la mayoría de operaciones para la preparación de la simulación (parte inferior, bajo “Setup”) y ajustes de visualización (parte superior, bajo “View”). En la Figura 62 se muestra junto a la barra de navegación el panel de gráficos (para controlar la visualización), pero este panel se muestra solamente cuando se ha pulsado el botón “Plots” de la barra de navegación. En el espacio donde se muestra el panel de gráficos irán apareciendo distintos controles según el botón seleccionado de la barra de navegación.

La parte central y derecha está ocupada por el panel de visualización, donde se pueden ver las distintas partes con la información seleccionada en el panel de gráficos o los gráficos de la historia de la simulación cuando se selecciona el botón “History” en la barra de navegación. Bajo el panel de visualización se encuentran la línea de comandos, para introducir órdenes mediante texto, y el panel de mensajes, donde aparecen avisos e información sobre la simulación.

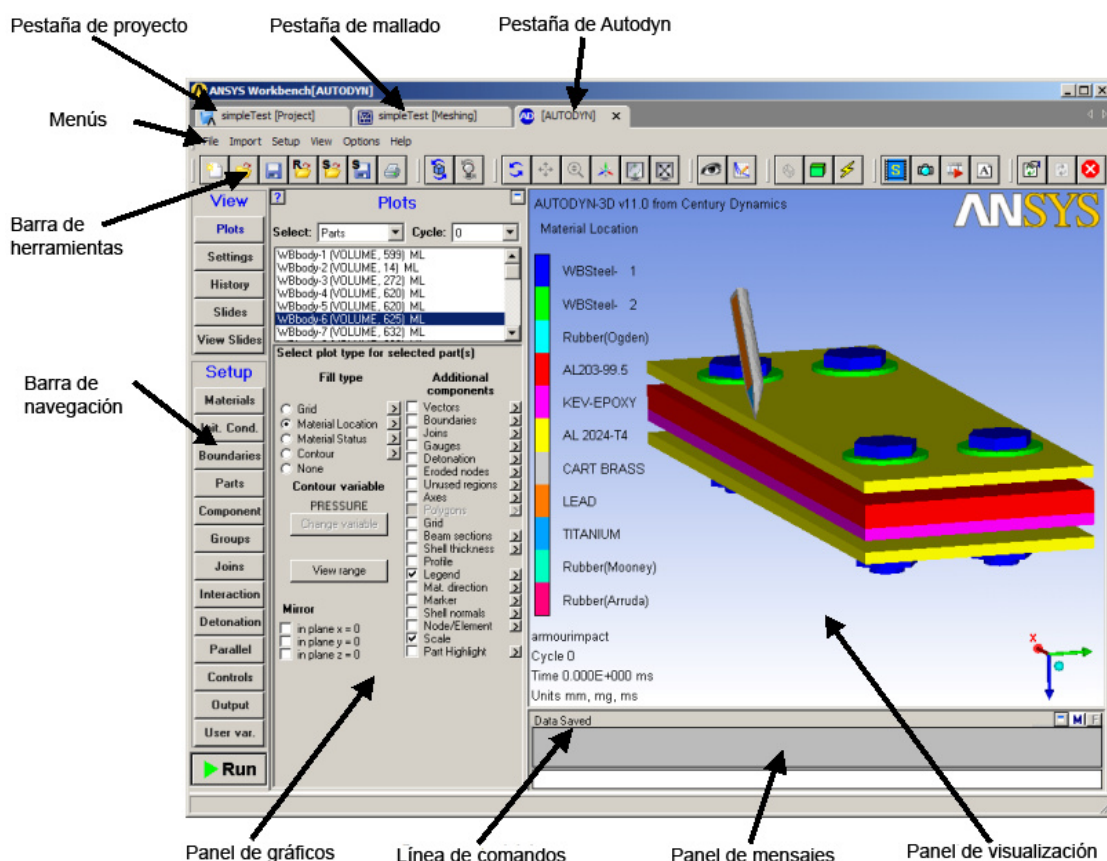


Figura 62. Elementos de la pantalla principal de Autodyn [60].

En primer lugar, para un mejor acceso a la simulación posteriormente, se puede guardar con un nombre y localización a elección (File > Save as). El nombre dado en el campo “Ident” se utilizará para los distintos archivos generados por Autodyn a partir de la simulación.

6.3.1 Ajustes iniciales de la simulación

Tras dar un nombre nuevo a la simulación se deben realizar los ajustes de unidades y simetría.

En la descripción de la simulación (Setup > Description) se puede cambiar de nuevo el campo “Ident”, y añadir un encabezamiento y descripción de la simulación (“Heading” y “Description”) que pueden ser muy útiles para reconocer las condiciones de la simulación sin tener que inspeccionar todos los parámetros. Además en la ventana “Description” se señalan las unidades a utilizar para longitud, masa y tiempo. Es importante tener en cuenta que Autodyn no convierte las magnitudes, sino que esta indicación de unidades servirá como guía para saber en qué unidades introducir las magnitudes y en qué unidades se obtienen los resultados.

En caso de que la simulación a realizar haga uso de la simetría respecto a alguno de los planos, se debe indicar cuál o cuáles son los planos de simetría (Setup > Symmetry). En caso de realizar una simulación con simetría axial o con deformación plana, esta característica se asigna tras iniciar Autodyn de modo directo al crear un nuevo archivo de simulación, cuando se da el nombre, descripción y unidades de forma conjunta con el tipo de simetría.

6.3.2 Materiales

Las distintas partes que intervienen en la simulación deben tener asignado un modelo de material. Estos modelos de material se gestionan en el cuadro que aparece tras pulsar en el botón “Materials” en la barra de navegación.

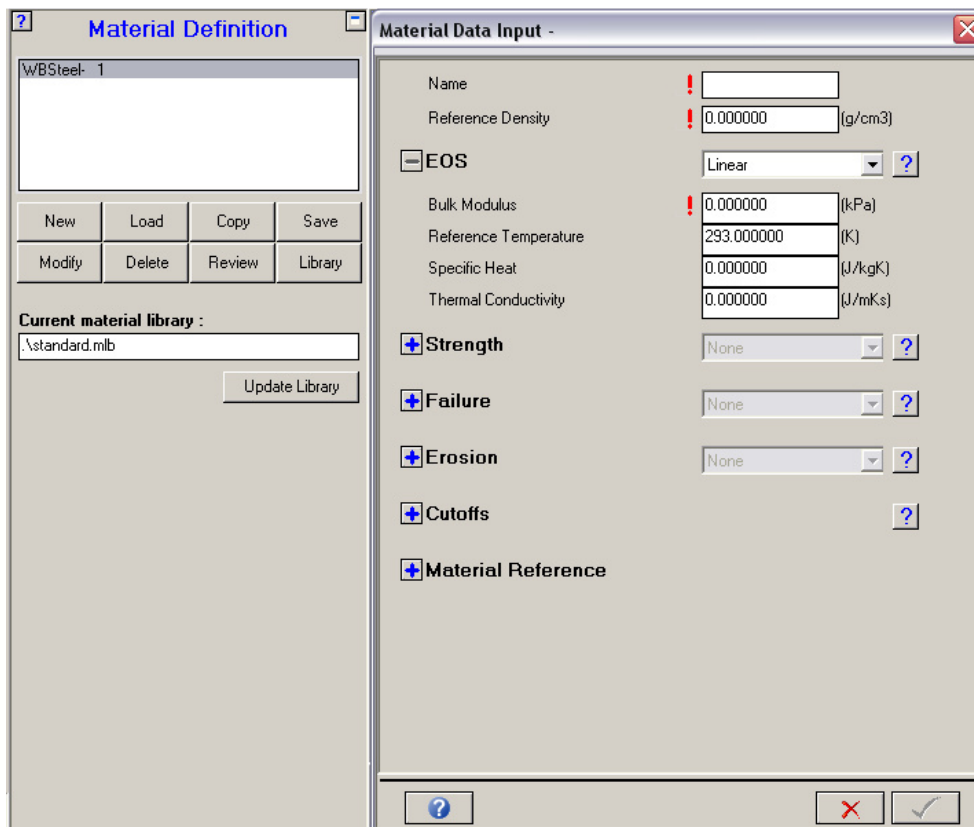


Figura 63. Cuadro de gestión de modelos de material (Izqda.) y ventana de creación de un nuevo modelo de material (Dcha.).

Para crear un nuevo modelo se pulsa en “New” y aparece una ventana de diálogo como la de la parte de la derecha de la Figura 63. En esta ventana se asignan las distintas características del modelo de material. En primer lugar se asigna el nombre y densidad del material, a continuación las distintas partes del modelo según el material y el tipo de simulación.

- Ecuación de estado (“EOS”). Existe la posibilidad de utilizar bastantes modelos distintos para la ecuación de estado, cada uno de ellos requiere unos parámetros distintos que definan el comportamiento del material. Es imprescindible para cualquier modelo de material incluso en el caso de simular un material rígido, existe un modelo de ecuación de estado para ello.
- Resistencia (“Strength”). Se proporcionan distintas opciones para simular la respuesta del material ante los esfuerzos. Cada una de estas opciones es adecuada para un tipo de material, elástico, viscoelástico, ortotrópico...
- Fallo (“Failure”). Con esta parte del modelo se definen los límites del material simulado aplicando la modelización matemática más adecuada al material de entre las varias disponibles.

- Erosión (“Erosion”). En este apartado se indican los límites del material para que los elementos distorsionados sean eliminados en la simulación cuando se utiliza un mallado Lagrangiano. De esta forma se evita que el paso temporal sea demasiado pequeño y que elementos que no deberían estar influyendo en la simulación por su excesiva deformación sigan presentes. Lo más habitual es que los modelos de material no tengan definida esta parte del modelo, es más apropiado su ajuste en función de la simulación a realizar. De las opciones existentes para el tipo de cálculo para la erosión, en impactos balísticos se recomienda el uso de la opción de deformación geométrica instantánea.
- Límites (“Cutoffs”). Se pueden indicar unos límites del material para que no haya magnitudes muy alejadas de los valores reales. Se pueden indicar límites referentes a la expansión, densidad, velocidad de onda y temperatura. Hay que ser cauteloso con estos parámetros para no producir inestabilidades en la simulación o alejarla del problema real.
- Referencia (“Material Reference”). Esta parte contiene un campo de texto dedicado a indicar la procedencia del modelo de material.

Además de crear modelos de material nuevos, Autodyn incorpora una librería de modelos adecuados para distintos materiales para ser utilizados en simulaciones o servir como base para adaptar materiales similares.

Así pues, según la simulación que se esté realizando hay que definir o cargar los modelos de material a utilizar para poder asignarlos posteriormente a las partes que intervienen en la simulación. En el caso de las simulaciones de impacto realizadas en el Capítulo 4, se carga el modelo de acero AISI4340 de la librería de Autodyn y se crea el modelo para laminado de Kevlar-epoxi definido en el apartado 4.2.3.

6.3.3 Condiciones iniciales

Para que puedan ser asignadas las condiciones iniciales al dar propiedades a las partes, deben definirse primero. Las condiciones iniciales se asignan a las partes completas y asignan las velocidades iniciales de éstas. Además de las velocidades existe la posibilidad de incluir en las condiciones iniciales el modelo de material asociado, de forma que no se asigna modelo de material y velocidad inicial por separado.

Para abrir el cuadro de gestión de las condiciones iniciales se debe pulsar en el botón “Init. Cond.” en la barra de navegación. Tras esto, para crear unas condiciones iniciales nuevas se pulsa en el botón “New” para abrir el cuadro de diálogo que se muestra en la parte derecha de la Figura 64. Una vez abierto el cuadro de diálogo se debe dar un nombre al conjunto de velocidades y asignar los valores oportunos teniendo en cuenta la dirección de los ejes respecto a la pieza. Habrá que tener en cuenta al definir las velocidades qué unidades que se están utilizando para la simulación.

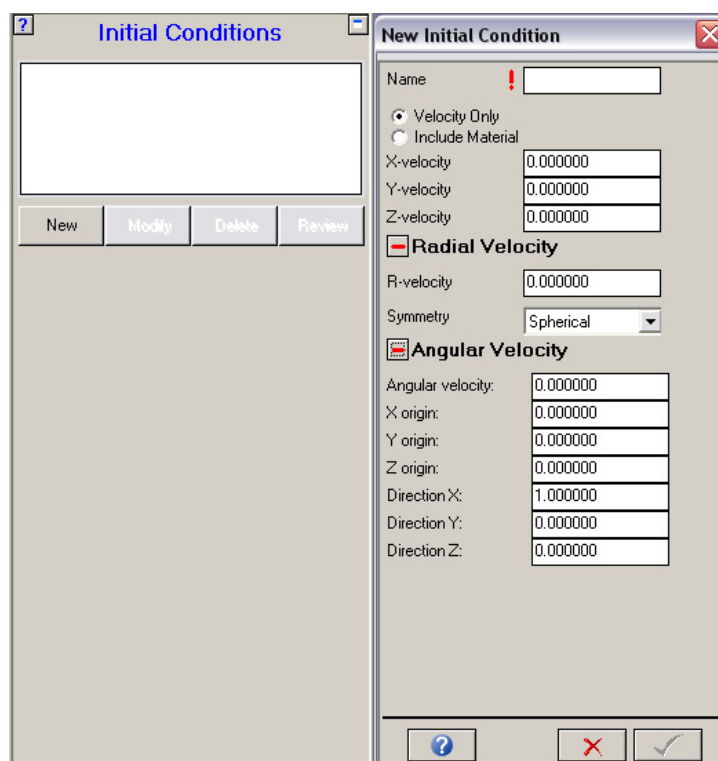


Figura 64. Cuadro de gestión de condiciones iniciales y ventana de diálogo para crear nuevas condiciones iniciales.

6.3.4 Condiciones de contorno

Las condiciones de contorno se dan a una parte de las piezas que intervienen en la simulación para restringir su movimiento o introducir fuerzas y tensiones.

La forma de crear estas condiciones de contorno es prácticamente idéntica a la forma de crear las condiciones iniciales, sólo que en este caso se inicia con el botón “Boundaries” de la barra de navegación. Para aplicar posteriormente las condiciones de contorno se deben crear grupos de nodos, caras de elementos o elementos.

6.3.4.1 Grupos

Para definir estos grupos se comienza pulsando en el botón “Groups” de la barra de navegación y posteriormente para crear un nuevo grupo en el botón “New” bajo “Groups Definition”. En la ventana de diálogo que aparece se debe dar un nombre al grupo que se va a crear y el tipo de grupo (nodos, caras de elementos o elementos).

Una vez creado el grupo, se designan la o las zonas que lo integran mediante el botón “Polygon Add” o “Surface Add”. Mediante la primera opción se dibuja un polígono de forma que se añade al grupo aquello que se encuentre en su interior. La segunda opción consiste en añadir al grupo aquello que se encuentre en las superficies designadas. Hay que tener en cuenta, en ambos casos, las indicaciones de pulsación de teclas auxiliares para dibujar el polígono o escoger las superficies (Alt, Control, Shift).

Una vez creado el grupo, para aplicar una determinada condición de contorno se debe pulsar en el símbolo + junto a “Apply Boundary to Group” y posteriormente en el

botón “Apply”. Se abre una ventana de diálogo donde se debe señalar el grupo y la condición de contorno que se van a aplicar (en la Figura 65 condición de contorno “Empot.” asignada al grupo “Perímetro”).

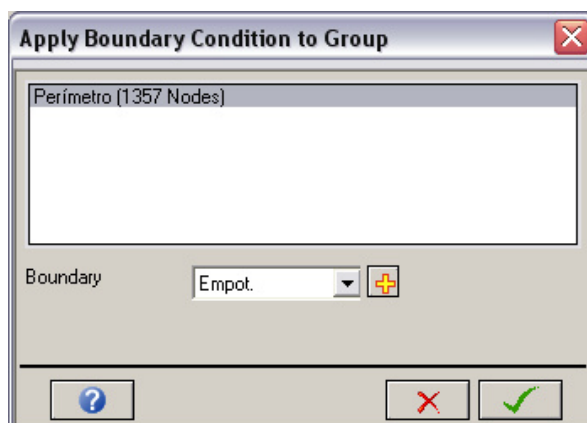


Figura 65. Ventana de asignación de condición de contorno a un grupo.

6.3.5 Partes

Aunque las partes se pueden importar como se ha visto anteriormente, también se pueden crear dentro de Autodyn, con una malla estructurada.

El primer paso para la creación de una parte es abrir el cuadro de gestión de partes (Figura 66) pulsando el botón “Parts” en la barra de navegación, si se ha elaborado alguna geometría anteriormente aparecerá en la parte superior (“Solid”, en la Figura 66). Una vez abierto se debe pulsar “New” para abrir la ventana donde se podrá utilizar el asistente de creación de partes.



Figura 66. Cuadro de gestión de partes.

En la primera ventana se asigna un nombre a la parte que se va a crear y se elige el modo de mallado que se va a realizar (Lagrange, Euler, SPH...), se ha escogido el tipo Lagrangiano. Se debe tener marcado “Part Wizard” para utilizar el asistente que nos permitirá crear la parte completa en los siguientes pasos. Tras pulsar “Next” se pasa a la ventana de definición de la geometría donde se escoge la geometría a generar mediante los botones de la parte superior y se dan las coordenadas y dimensiones de acuerdo al croquis que se muestra en la parte derecha en función de la geometría elegida.

En la siguiente ventana se define el mallado, mediante el número de divisiones en cada dirección. Además del número de divisiones se puede indicar un tramo en cada dirección con un tamaño de elemento fijo, por ejemplo para la dirección I se debe pulsar en la casilla junto a “Grade zoning in I-direction” para luego indicar el tamaño de la división, el número de divisiones y su posición (centrada, al principio o al final). En la Figura 67, por ejemplo, se ha indicado una malla de 100 elementos en cada dirección y una zona centrada de 50 divisiones de 0,5 unidades de longitud en la dirección I.

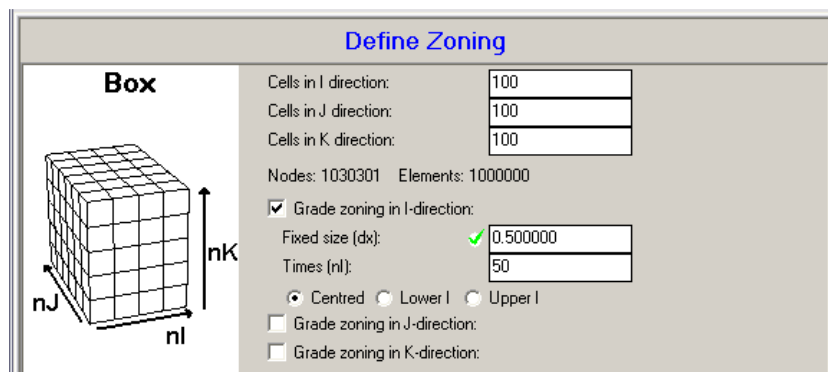


Figura 67. Ventana de mallado del asistente de creación de partes.

La última ventana del asistente sirve para asignar el modelo de material y las condiciones iniciales a la parte creada. Mediante las casillas de verificación de la parte superior se indica si se va a asignar el material, las condiciones iniciales o ambas. A continuación se selecciona el modelo de material y las condiciones iniciales y pulsando el tic habría terminado la creación de la parte. Si no se han creado anteriormente las condiciones iniciales se pueden asignar aquí directamente con los campos de velocidad que se muestra en la parte inferior.

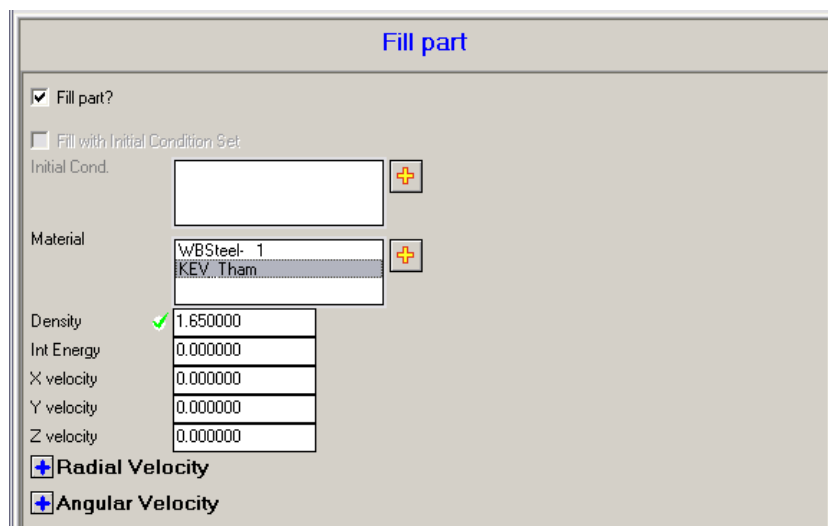


Figura 68. Ventana de asignación de material y condiciones iniciales.

Según el modelo de material aplicado se deberá indicar en este paso la energía interna como condición inicial.

Para las partes importadas desde DesignModeler es necesario realizar el último paso del asistente, para asignar el modelo de material y las condiciones iniciales requeridas por el problema. Seleccionando en el cuadro que se muestra en la Figura 66 la parte a la que se quiere aplicar el modelo de material, se pulsa el botón “Fill” y en los

botones que aparecen debajo “Block”, se obtiene una ventana muy similar a la mostrada en la Figura 68.

Las distintas opciones dentro del cuadro de gestión de partes permiten otras operaciones sobre las piezas y la malla, como la aplicación de restricciones o la creación de transiciones en la malla para su unión con otras partes.

6.3.5.1 Uniones

En algunas ocasiones es necesario unir partes, como para formar una geometría más compleja o formar una parte con distintos mallados.

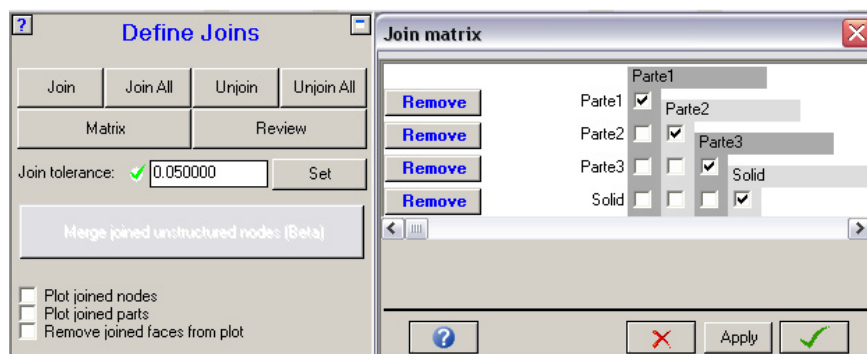


Figura 69. Cuadro de creación de uniones y matriz de uniones.

Se accede al cuadro de uniones pulsando el botón “Joins” en la barra de navegación. Mediante el botón “Join” se pueden crear las uniones una a una pero es más sencillo utilizar la matriz de uniones, a la que se accede mediante el botón “Matrix”. La ventana de la matriz de uniones tiene el aspecto que se muestra en la parte derecha de la Figura 69, de forma que se señala que piezas deben estar unidas con un tic en el cruce entre ambas, en la Figura 69 cada parte sólo está unida consigo misma.

Por último se debe indicar la tolerancia de la unión asignando un valor junto a “Join Tolerance” y pulsando “Set”. Este valor es la distancia a la que considerará que los nodos se deben unir al definir una unión de las piezas.

6.3.6 Interacción

Las partes que no están unidas pueden interactuar entre ellas, y para que esta interacción se simule correctamente se debe fijar una distancia a partir de la que se comprobará si se ha contactado en cada paso temporal. También se puede definir un coeficiente de fricción entre cada uno de los pares de piezas posibles.

En primer lugar se debe señalar el tipo de interacción en función del tipo de mallado utilizado (Euleriano, Lagrangiano), en esta guía se muestra el modo “Lagrange/Lagrange” por haber utilizado este modo de mallado en todas las piezas. Existen dos opciones: distancia exterior (“External Gap”) y trayectoria (“Trajectory”). La segunda opción se encuentra en fase beta en la versión de Autodyn utilizada, por lo que se muestra la opción de distancia exterior.

A continuación hay que indicar la distancia a la que se comienza a calcular el contacto entre dos partes. Se puede indicar de forma manual junto a “Gap size”, pero la opción más aconsejable es dejar que Autodyn lo calcule como 1/10 del tamaño de la

cara más pequeña de los elementos de las partes que intervienen. Para comprobar que ninguna pieza se encuentra a una distancia menor a la distancia definida se debe pulsar en “Check”, si las distancias entre parte son correctas se mostrara una aviso con el mensaje “Interactions check successful”, si hay alguna distancia menor no se mostrará ningún mensaje.

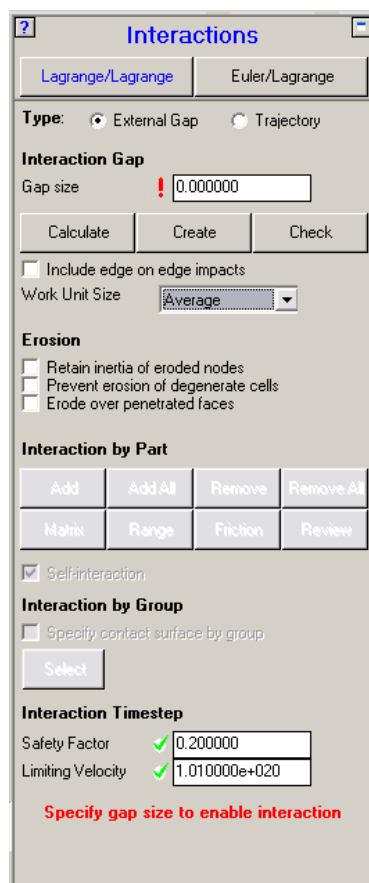


Figura 70. Cuadro de definición de interacciones.

Bajo “Erosion” se muestran algunas opciones sobre la lógica de erosión definida en el modelo de material. Según la simulación que se va a realizar se deben utilizar o no las distintas opciones.

- “Retain inertia of eroded nodes”. Con esta opción se indica que cuando un elemento es eliminado por superar los límites de erosión su inercia se asigna a los nodos a los que estaba unido. En las simulaciones de impacto del Capítulo 4 se utiliza esta opción para evitar una pérdida de masa artificial en el laminado por la gran cantidad de elementos erosionados en la zona de impacto.
- “Prevent erosion of degenerate cells”. Mediante esta opción se evita que haya elementos que sufran una gran degeneración mediante el cálculo de la interacción. Puede dar resultados poco realistas [60].
- “Erode over penetrated faces”. Se debe utilizar esta opción si se requiere que los elementos con alguna de sus caras excesivamente deformada sea erosionado aunque no cumpla los criterios de erosión definidos en el modelo de material.

Bajo el título “Interaction by Part” se pueden modificar las relaciones de interacción entre piezas añadiendo o eliminando. También se puede asignar el

coeficiente de fricción a cada par de piezas que pueden interactuar, pulsando en el botón “Friction”.

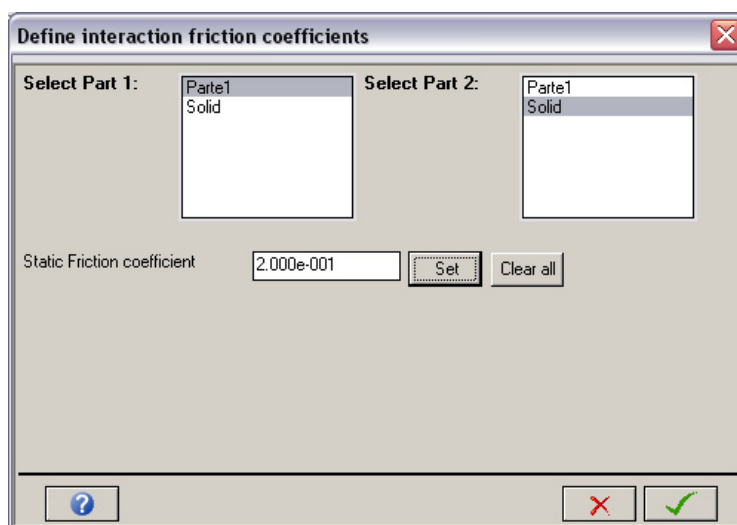


Figura 71. Ventana de definición de coeficientes de fricción.

Para definir los coeficientes de fricción entre cada par se deben seleccionar ambas piezas como “Part 1” y “Part 2”, después escribir el valor del coeficiente de fricción estático y pulsar el botón “Set” (en la Figura 71, coeficiente de fricción 0,2 entre “Parte1” y “Solid”).

6.3.7 Controles y archivos de salida

6.3.7.1 Controles

Al pulsar el botón “Controls” en la barra de navegación se muestra el cuadro donde se pueden ajustar algunos aspectos de la simulación. En la zona superior se muestran los criterios de finalización de la simulación:

- Límite de ciclos (“Cycle limit”). Se indica el número de ciclos hasta que la simulación finalice.
- Límite de tiempo (“Time limit”). Tiempo tras el que la simulación finalizará, en las unidades temporales que se estén utilizando en la simulación.
- Error energético (“Energy fraction”). Límite máximo para el error de energía en tanto por uno, tomando como referencia la energía del ciclo de referencia indicado en el siguiente campo, “Energy ref. cycle”.

Para modificar el amortiguamiento artificial se debe abrir el apartado de amortiguamiento, “Damping Options” pulsando en el símbolo + azul. Aparecen los distintos tipos de amortiguamiento para estabilizar la simulación, de ellos suele ser interesante incrementar ligeramente a 0,15 el amortiguamiento para *hourglassing*.

También se puede en este cuadro añadir una aceleración a todas las partes que intervienen para simular el efecto de la gravedad, abriendo el apartado “Gravity” y poniendo la aceleración en cada uno de los ejes.

El resto de parámetros en el cuadro de controles deben modificarse con cuidado porque pueden provocar resultados erróneos o inestabilidad de la simulación.

6.3.7.2 Archivos de salida

Se puede acceder al cuadro de gestión de los archivos de salida pulsando el botón “Output” en la barra de navegación. A continuación se ven algunos de los apartados de este cuadro.

- Interrupciones (“Interrupt”). Sirve para que se produzcan automáticamente interrupciones de la simulación cada cierto número de ciclos o intervalo de tiempo para revisar la simulación o realizar cambios.
- Frecuencia de refresco (“Refresh”). Se puede modificar el número de ciclos que pasan entre cada visualización durante la simulación.
- Guardado de archivos (“Save”). En este apartado se señala cada cuántos ciclos o intervalo de tiempo se debe guardar un archivo de simulación y que variables se guardan en ellos. Los archivos de simulación generados tienen el nombre “Ident_543.ad” para el ciclo 543, siendo “Ident” el nombre que se dio al inicio a la simulación.
- Archivo de resultados (“Results File”). De forma similar al anterior se indica la frecuencia de guardado de los resultados y se pueden elegir las variables que se guardan. Los archivos de resultados generados tienen el nombre “Ident_0_543.adres”, para el ciclo 543.
- Histórico (“History”). Se indica la frecuencia de guardado de los resultados que se visualizaran en los gráficos históricos y que variables se incluyen. El archivo obtenido tendrá el nombre “Ident.his” o “Ident.sum”.
- Capturar imagen (“Capture Image”). Se puede programar el guardado de la visualización cada cierto número de ciclos o intervalo temporal. Mediante el botón “Setup” dentro de éste apartado se elige el directorio donde se guardarán y en que formato.

Una vez configurada la simulación según las indicaciones anteriores, se puede ejecutar la simulación pulsando el botón “Run” en la parte inferior de la barra de navegación, tras lo que aparecerán algunas ventanas de aviso que advierten de que se sobrescribirán archivos anteriores y que se deben aceptar para comenzar la simulación. Si en cualquier momento de la simulación se necesita detener la ésta, se debe pulsar en el botón “Stop” que se encontrará en la posición donde antes se encontraba “Run”.

6.3.8 Visualización de resultados

6.3.8.1 Vista del panel de visualización

Para ver los resultados en forma de información gráfica en el panel de visualización se deben realizar ajustes en el panel de gráficos, que se muestra al pulsar “Plots” en la barra de navegación.

Para mover las partes y colocarlas en la dirección requerida se utilizan los mandos para modificar la visualización en la barra de herramientas.

En la parte superior junto a “Cycle” hay una lista desplegable en la que se elije el ciclo que se quiere visualizar entre los que se haya guardado un archivo de simulación. En el panel de gráficos bajo “Fill type” se puede seleccionar el tipo de visualización que se va a realizar y aplica a la parte o partes que se tengan seleccionadas en el cuadro superior. Cada tipo de visualización tiene unas opciones asociadas a las que se puede acceder pulsando el botón > que aparece a la derecha de cada una de ellas.

- Mallado (“Grid”). Muestra el mallado en la superficie de la parte seleccionada.
- Material (“Material Location”). Con esta visualización las partes aparecen con colores identificativos de cada material.
- Estado del material (“Material Status”). Sirve para visualizar en distintos colores los elementos que han entrado en régimen plástico, o que han fallado en alguna dirección.
- Contornos (“Contour”). Esta opción permite visualizar el valor de distintas variables en forma de contornos de colores en sobre la pieza. Para seleccionar la variable que se muestra se debe pulsar el botón “Change variable” para abrir la ventana de diálogo donde se selecciona.
- No mostrar (“None”). Al seleccionar este modo se deja de mostrar la parte seleccionada.

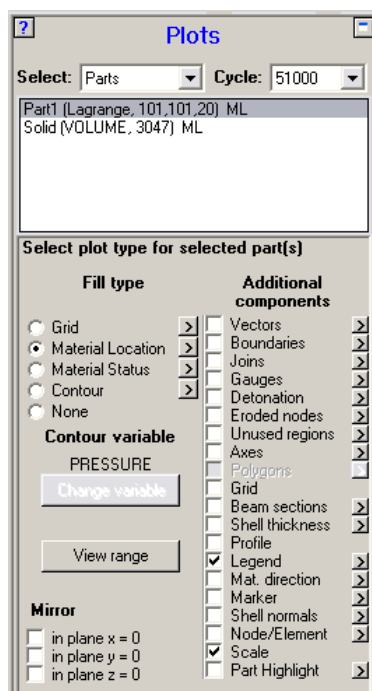


Figura 72. Panel de gráficos.

El botón “View range” permite limitar la visualización de las piezas a una zona de éstas o ver un corte interior. Hay diferencia entre la forma de limitar la visualización para una parte estructurada (normalmente mallada dentro de Autodyn) y una no estructurada (mallado externo a Autodyn o desestructurado dentro de Autodyn).

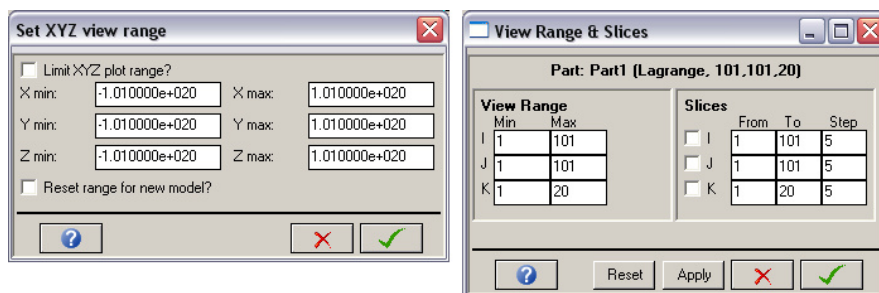


Figura 73. Ventanas de ajuste de la zona de visualización para partes no estructuradas (izqda.) y estructuradas (dcha.).

En las partes con mallado no estructurado los límites de visualización se fijan como coordenadas mínimas y máximas, marcando la casilla junto a “Limit XYZ plot range?”. Para las partes estructuradas se delimita la visualización en función de los índices de las filas de elementos en cada eje (I, J y K). En partes estructuradas también se ofrece la opción de visualizar rebanadas de la pieza, ajustando los parámetros bajo “Slices” en la ventana de ajuste de la zona de visualización.

Cuando se escogen distintos tipos de visualización simultáneamente para distintas partes se debe elegir cuál es la leyenda que se muestra. Se puede seleccionar en la liste desplegable que se sitúa la zona inferior del panel de gráficos.

6.3.8.2 Vista de gráficos históricos

Los gráficos históricos muestran algunas variables en una representación gráfica en dos ejes. Mediante los primeros tres botones se puede cargar un archivo histórico (“Load”), eliminar un archivo (“Remove”) o reducir el número de datos del archivo (“Reduce”). Esta última opción además de eliminar los datos del gráfico visualizado elimina los datos del archivo.

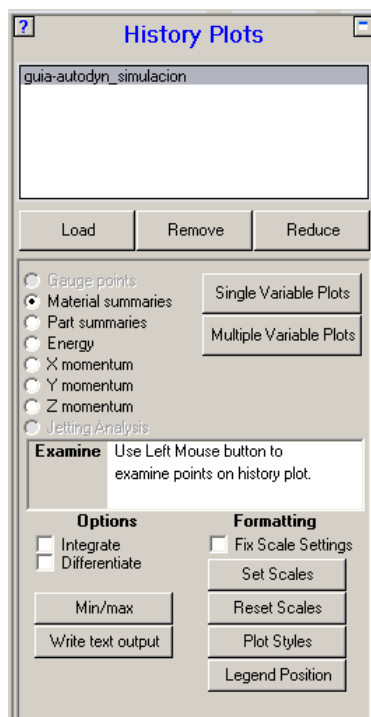


Figura 74. Cuadro de ajustes de gráficos históricos.

Se pueden seleccionar gráficos en los que se separan los distintos materiales ("Material summaries") o separando las distintas partes ("Part summaries"). En estos dos primeros tipos de gráfico se pueden seleccionar las variables que se muestran en cada eje pulsando el botón "Single Variable Plots", también existe la opción de generar un gráfico con varias variables mediante la ventana que aparece tras pulsar "Multiple Variable Plots". El gráfico correspondiente a "Energy" presenta la energía que interviene, energía de referencia, el trabajo realizado y el error de energía. Los tres gráficos restantes muestran la cantidad de movimiento en cada uno de los ejes.

Bajo el título "Options" se muestran las casillas de verificación correspondientes a integración ("Integrate") y diferenciación ("Differentiate") de la gráfica que se esté mostrando. Bajo estas casillas se puede obtener el máximo y el mínimo de la gráfica con el botón "Min/max", y extraer la información del gráfico en un archivo separado por comas mediante "Write text Output".

Bajo "Formatting" se encuentran los distintos ajustes disponibles para la visualización de la gráfica, como los límites de los ejes, el formato de las líneas o la posición de la leyenda.

Bibliografía

- [1] Zukas, Jonas A., y otros., *Impact Dynamics*. 1982.
- [2] Bhatnagar, A., *Lightweight Ballistic Composites : Military and Law Enforcement Applications*. 2006.
- [3] Justo, Jorge Manuel C. F., *Estudo do Comportamento ao Impacto de Alta Velocidade de Estruturas em Materiais Compósitos*. 2005.
- [4] Cheeseman, B. A. y Bogetti, T. A., "Ballistic Impact into Fabric and Compliant Composite Laminates." *Composite Structures*, 2003, Vol. 61, págs. 161-173.
- [5] Woodward, R. L., y otros., "Resistance to Penetration and Compression of Fibre-Reinforced Composite Materials." *Composites Engineering*, 1994, Vol. 4, págs. 329-241.
- [6] Rao, Y. y Farris, R., "A Modeling and Experimental Study of the Influence of Twist on the Mechanical Properties of High-Performance Fiber Yarns." *Journal of applied polymer science*, 2000, Vol. 77, págs. 1938-1949.
- [7] Wang, Y. y Xia, Y. M., "The Effects of Strain Rate on the Mechanical Behaviour of Kevlar Fibre Bundles: an Experimental and Theoretical Study." *Composites: Part A*. 1998, Vol. 29A, págs. 1411-1415.

- [8] Zhu, Guoqi, Goldsmith, W. y Dharan, C. K. H., "Penetration of Laminated Kevlar by Projectiles - I. Experimental Investigation." *International Journal of Solids and Structures*, 1992, Issue 4, Vol. 29, págs. 399-420.
- [9] Zhou, Y., y otros., "Tensile Behavior of Carbon Fiber Bundles at Different Strain Rates." *Materials Letters*, 2010, Vol. 64, págs. 246-248.
- [10] Kim, Jang-Kyo y Sham, Man-Lung., "Impact and Delamination Failure of Woven-fabric Composites." *Composites Science and Technology*, 2000, Vol. 60, págs. 745-761.
- [11] Walker, J. D., "Constitutive Model for Fabrics with Explicit Static Solution and Ballistic Limit." *Proceedings of the 18th International Symposium on Ballistics*. 1999, págs. 1231-1238.
- [12] Morton, J., "Scaling of Impact-Loaded Carbon-Fiber Composites." *AIAA Journal*, 1988, Issue 8, Vol. 26, págs. 989-994.
- [13] Cunniff, P. M., "Decoupled Response of Textile Body Armor." *Proceedings of 18th International Symposium on Ballistics*. 1999, págs. 814-821.
- [14] Montgomery, T. G., Grady, P. L. y Tomasino, C., "The Effects of Projectile Geometry on the Performance of Ballistics Fabrics." *Textile research journal*, 1982, Issue 7, Vol. 52, págs. 442-450.
- [15] Lim, C. T., Tan, V. B. C. y Cheong, C. H., "Perforation of High-Strength Double-Ply Fabric System by Varying Shaped Projectiles." *International Journal of Impact Engineering*, 2002, Vol. 27, págs. 577-591.
- [16] Delfosse, D. y Poursartip, A., "Experimental Parameter Study of Static and Dynamic Out-of-plane Loading of CFRP Laminates." *Proceedings of Tenth International Conference on Composite Materials*. 1995, págs. 583-590.
- [17] Olsson, R., "Mass Criterion for Wave Controlled Impact Response of Composite Plates." *Composites: Part A*, 2000, Vol. 31, págs. 879-887.
- [18] Lim, C. T., Shim, V. P. W. y Ng, Y. H., "Finite Element Modelling of the Ballistic Impact of Fabric Armor." *International Journal of Impact Engineering*, 2003, Vol. 28, págs. 13-31.
- [19] Hou, J. P., y otros., "Prediction of Impact Damage in Composite Plates." *Composites Science and Technology*, Febrero de 2000, Issue 2, Vol. 60, págs. 273-281.
- [20] Brewer, J. C. y Lagace, P. A., "Quadratic Stress Criterion for Initiation of Delamination." *Journal of Composite Materials*, 1988, Issue 12, Vol. 22, págs. 1141-1155.
- [21] Van Hoof, J., *Modelling of Impact Induced Delamination in Composite Materials*. s.l.: Department of Mechanical and Aerospace Engineering Carleton University, 1999.
- [22] Cheng, W. L., Langlie, S. y Itoh, S., "High Velocity Impact of Thick Composites." *International Journal of Impact Engineering*, Diciembre de 2003, Issue 1-10, Vol. 29, págs. 167-184.
- [23] Zhu, Guoqi, Goldsmith, W. y Dharan, C. K. H., "Penetration of laminated Kevlar by projectiles-II. Analytical model." *International Journal of Solids and Structures*, 1992, Issue 4, Vol. 29, págs. 421-436.

- [24] Gellert, E. P., Cimpoeu, S. J. y Woodward, R. L., "A Study of the Effect of Target Thickness on the Ballistic Perforation of Glass-Fibre-Reinforced Plastic Composites." *International Journal of Impact Engineering*, 2000, Vol. 24, págs. 445-456.
- [25] Wu, E. y Chang, L. C., "Woven Glass/Epoxy Laminates Subject to Projectile Impact." *International Journal of Impact Engineering*, Agosto de 1995, Issue 4, Vol. 16, págs. 607-619.
- [26] Lee, S. W. R. y Sun, C. T., "Dynamic Penetration of Graphite/Epoxy Laminates Impacted by a Blunt-ended Projectile." *Composites Science and Technology*, 1993, Issue 4, Vol. 49, págs. 369-380.
- [27] Naik, N. K., Shrirao, P. y Reddy, B. C. K., "Ballistic Impact Behaviour of Woven Fabric Composites: Formulation." *International Journal of Impact Engineering*, 2006, Vol. 32, págs. 1521-1552.
- [28] Morye, S. S., y otros., "Modelling of the Energy Absorption by Polymer Composites upon Ballistic Impact." *Composites Science and Technology*, 2000, Vol. 60, págs. 2631-2642.
- [29] Silva, M. A. G., Cismasiu, C. y Chiorean, C. G., "Numerical Simulation of Ballistic Impact on Composite Laminates." *International Journal of Impact Engineering*, Marzo de 2005, Issue 3, Vol. 31, págs. 289-306.
- [30] Cantwell, W. J. y Morton, J., "Impact Perforation of Carbon Fibre Reinforced Plastic." *Composites Science Technology*, 1990, Vol. 38, págs. 119-141.
- [31] Goldsmith, W., Dharan, C. K. y Chang, H., "Quasi-static and Ballistic Perforation of Carbon Fibre Laminates." *International Journal of Solid Structures*, Int J Solids Struct 1995;32:89-103 : s.n., 1995, Vol. 32, págs. 89-103.
- [32] Mines, R. A. W., Roach, A. M. y Jones, N., "High Velocity Perforation Behaviour of Polymer Composite Laminates." *International Journal of Impact Engineering*, 1999, Vol. 22, págs. 561-588.
- [33] Walker, J. D., "Ballistic Limits of Fabrics with Resin." *19th International Symposium on Ballistics*. 2001, págs. 1409-1414.
- [34] Cunniff, P. M., "Dimensionless Parameters for Optimization of Textile-Based Body Armor Systems." *18th International Symposium on Ballistics*. 1999, págs. 1303-1310.
- [35] Van Gorp, E. H. M., Van der Loo, L. L. H. y Van Dingenen, J. L. J., "A Model for HPPE-based Light Weight Add-on Armor." *14th International Symposium on Ballistics*. 1993.
- [36] Tobin, L., "A Comparison of the Levels of Protection Afforded by Various Fabrications of Kevlar and Nylon Helmets. Part 2." *Technical Memorandum SCDRE/85/10*. 1985.
- [37] Brown, J. R. y Egglestone, G. T., "Ballistic Properties of Composite Materials for Personnel Protection." *Technical Report MRL-TR-86-6*. 1989.
- [38] Chocron, I. S., Rodríguez, J. y Sánchez, V., "A Simple Analytical Model for Ballistic Impact in Composites." *Journal de Physique IV*, 1997, Vol. 7, págs. 821-826.

- [39] Mamivand, M. y Liaghat, G. H., "A Model for Ballistic Impact on Multi-layer Fabric Targets." *International Journal of Impact Engineering*, 2010, Vol. 37, págs. 806-812.
- [40] Wen, H. M., "Penetration and Perforation of Thick FRP Laminates." *Composites Science and Technology*, 2001, Vol. 61, págs. 1163-1172.
- [41] He, T., Wen, H. M. y Qin, Y., "Finite Element Analysis to Predict Penetration and Perforation of Thick FRP Laminates Struck by Projectiles." *International Journal of Impact Engineering*, 2008, Vol. 35, págs. 27-36.
- [42] Naik, N. K. y Shrirao, P., "Composite Structures Under Ballistic Impact." *Composite Structures*, 2004, Vol. 66, págs. 579-590.
- [43] Porwal, P. K. y Phoenix, S. L., "Modeling System Effects in Ballistic Impact into Multi-layered Fibrous Materials for Soft Body Armor." *International Journal of Fracture*, 2005, Vol. 135, págs. 217-249.
- [44] Cunniff, P. M., "Dimensional parameters for optimization of textile-based body armor systems." *Proceedings of the 18th International Symposium of Ballistics, San Antonio, Texas*. 1999, págs. 1303-1310.
- [45] Phoenix, S. Leigh y Porwal, Pankaj K., "A New Membrane Model for the Ballistic Impact Response and V50 Performance of Multi-Ply Fibrous Systems." *International Journal of Solids and Structures*, Diciembre de 2003, Issue 24, Vol. 40, págs. 6723-6765.
- [46] PRISM Co. Ltd., "AUTODYN Introductory Training Course."
- [47] Clegg, R. A., y otros., "Hypervelocity impact damage prediction in composites: Part I--material model and characterisation." *International Journal of Impact Engineering*, Diciembre de 2006, Issue 1-12, Vol. 33, págs. 190-200.
- [48] Riedel, W., y otros., "Advanced Material Damage Models for Numerical Simulation Codes." *EMI-Report No. 1 75/03*. 2003.
- [49] Ansys Inc., "Autodyn Composite Modelling. Revision 1.3." 2009.
- [50] Gower, H. L., Cronin, D. S. y Plumtree, A., "Ballistic Impact Response of Laminated Composite Panels." *International Journal of Impact Engineering*, 2008, Vol. 35, págs. 1000-1008.
- [51] Potti, S. V. y Sun, C. T., "Prediction of Impact Induced Penetration and Delamination in Thick Composite Laminates." *International Journal of Impact Engineering*, 1997, Vol. 19, págs. 31-48.
- [52] Grujicic, M., y otros., "The Effect of a Carbon-Nanotube Forest-Mat Strike Face on the Ballistic Protection Performance of E-glass Reinforced Poly-vinyl-ester-epoxy Composite Armour." *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials: Design and Applications* . 2008, Vol. 222, págs. 15-28.
- [53] Hiermaier, S. J., y otros., "Advanced Material Model for Hypervelocity Impact Simulations." *ESA Contract No. 12400/97/NL/PA(SC)*. 1999.
- [54] Tham, C. Y., Tan, V. B. C. y Lee, H. P., "Ballistic Impact of Kevlar Helmet: Experiment and Simulations." *International Journal of Impact Engineering*, 2008, Vol. 35, págs. 304-318.

[55] Silva, M. A. G., Chiorean, C. G. y Cismasiu, C., "Ballistic Simulation of Impact on Composite Laminates." 2000.

[56] Silva, M. A. G., Cismasiu, C. y Chiorean, C. G., "Low Velocity Impact on Laminates Reinforced with Polyethylene and Aramidic Fibres." *Contract 43228/EME/2001 with Fundacao para a Ciência e Tecnologia*. 2001.

[57] Van Hoof, J., y otros., "Effects of Postfailure Modeling on the Response of Ballistically Impacted Composites." *Proceedings of the 12th International Conference on Composite Materials*. 1999.

[58] Iremonger, M. J. y Went, A. C., "Ballistic Impact of Fibre Composite Armours by Fragment-simulating Projectiles." *Composites Part A*, 1996, Vol. 27A, págs. 575-581.

[59] DuPont., "Kevlar Technical Guide." 2001.

[60] Ansys Inc., *Ansys Autodyn Help Release 11.0 Documentation for Ansys Workbench*. 2007.

